



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**PLÁN PROHLÍDEK A ÚDRŽBY DRAKU MALÉHO
DOPRAVNÍHO LETOUNU S VYUŽITÍM MODERNÍCH
PŘÍSTUPŮ**

MODERN MAINTENANCE PROCEDURES FOR AIRFRAME INSPECTIONS FOR GENERAL AVIATION
CATEGORY AIRCRAFT

DIZERTAČNÍ PRÁCE

DOCTORAL THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Ing. Rostislav Košťál

ŠKOLITEL

SUPERVISOR

doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D.

BRNO 2017

ABSTRAKT:

Rychlý vývoj letectví v oblasti malých dopravních letadel (FAR 23/ EASA CS-23) výrazně zvyšuje požadavky na údržbu letadel. Tento rozvoj přináší implementaci způsobů údržby, které byly ještě donedávna výhradně aplikovány v kategorii velkých dopravních letadel (FAR 25/ EASA CS-25). Výrobci letadel postupně ustupují od současné praxe údržby typu HARD TIME a aplikují způsoby údržby závislé na stavu udržovaného objektu.

Rozvoj konstrukcí koncepce DAMAGE TOLERANCE proces přejímání údržby založené na skutečném stavu objektu urychluje. Výrobci letadel dále hledají způsoby integrace požadavků na údržbu konstrukcí typu DAMAGE TOLERANCE do procedur plánování údržby. Jedním z přístupů, který řeší oba výše uvedené problémy je přístup k údržbě MSG-3, který je dnes standardem u letadel kategorie FAR 25/ EASA CS-25. Jediný problém, který MSG-3 detailně neřeší je otázka vhodných inspekčních metod použitých pro konkrétní část letounu. Tuto otázku lze vyřešit aplikací Vícekriteriálního Hodnocení Variant (VHV) pro inspekční metody konstrukcí letounu.

ABSTRACT:

Aircraft scheduled maintenance requirements are rapidly extending and developing due to rapid evolution of small aircraft. This evolution leads to implementation of until recently exclusively airliner class maintenance standards. In the field of general aviation and FAR 23/ EASA CS-23 especially, preventive maintenance based on part replacing or repairing is still dominant. DAMAGE TOLERANCE philosophy implementation into an aircraft design influences maintenance procedures, which are adjusted to older SAFE LIFE philosophy.

Aircraft manufactures are developing new ways, how to integrate requirements of damage tolerance application into scheduled maintenance procedures. Huge airliner manufactures (FAR 25/ CS-25) are using the ATA MSG-3 intelligent maintenance approach based on inspection. This dissertation thesis develops intelligent scheduled maintenance methodology, utilizing ATA MSG-3 procedures, expert knowledge and Multiple Criteria Decision Analysis (MCDA).

KLÍČOVÁ SLOVA:

MSG-3, Údržba letadel, NDT, Inspekce Prohlídka, Životnost, Únava, Koroze, Náhodné poškození, Konstrukce, Vícekriteriální hodnocení

KEYWORDS:

MSG-3, Aircraft Maintenance, Inspection, Durability, Corosion, Accidental damage, Construction, MCDA

Bibliografická citace

KOŠTIAL, R. *Plán prohlídek a údržby draku malého dopravního letounu s využitím moderních přístupů*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2017. 198 s.
Vedoucí dizertační práce doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D..

Prohlášení autora a původnosti práce:

Prohlašuji, že jsem dizertační práci na téma “Plán prohlídek a údržby malého dopravního letounu s využitím moderních přístupů” vypracoval samostatně s použitím uvedených zdrojů a literatury.

V Brně dne

.....

Podpis

Poděkování:

Autor děkuje svému školiteli doc. Ing. Jiřímu Hlinkovi, Ph.D. za výjimečnou péči a trpělivost při řešení této práce. Dále patří poděkování všem zaměstnancům a doktorandům Leteckého ústavu za rady a pomoc během celého mého studia. Poděkování také patří mé rodině a přátelům za podporu během této strastiplné cesty za vzděláním.

Obsah

1.	Úvod	11
1.1	Zaměření dizertační práce	11
1.2	Prace zabývající se problematikou údržby letadel	11
2.	Cíle dizertační práce	14
3.	Životnost letadla	16
3.1	Konstrukce s bezpečným životem (SAFE-LIFE)	16
3.2	Konstrukce bezpečná při poruše (FAIL-SAFE)	16
3.3	Konstrukce s přípustným poškozením (DAMAGE TOLERANCE)	16
3.4	Typy poruch konstrukcí letadel	17
3.4.1	Náhodná poškození – Accidental damage (AD)	17
3.4.2	Poškození od prostředí – Environmental Deterioration (ED)	18
3.4.3	Únavové poškození – Fatigue damage (FD)	18
4.	Historický vývoj letecké údržby	19
4.1	Metody údržby letecké techniky	22
4.2	Metody údržby nezávislé na stavu	22
4.2.1	Tradiční metoda údržby (HARD-TIME)	23
4.2.2	Údržba dle bloku	24
4.2.3	Permanentní údržba	25
4.3	Metody závislé na stavu	26
4.3.1	Metody údržby dle stavu (On Condition)	26
4.3.2	Metoda sledování stavu (Condition Monitoring)	26

5.	Moderní přístupy k údržbě.....	28
5.1	Reliability-Centred Maintenance	28
5.2	Maintenance Steering Group (MSG)	28
5.2.1	Historie MSG.....	28
5.2.2	MSG-3	30
5.3	Dopady použití MSG u dopravních letadel.....	32
5.3.1	Možnosti využití MSG při údržbě letadel v ČR.....	34
5.3.2	Aplikace logiky MSG-3 při údržbě letadla.....	36
5.4	Program údržby provozovatelů letadel.....	38
5.4.1	Implementace programu údržby.....	39
6.	Předpisová báze.....	41
7.	Metodika pro vytvoření plánů údržby konstrukce draku.....	43
7.1	Definice konstrukce letadla	43
7.2	Plánovaná údržba konstrukce	44
7.3	Úkoly údržby konstrukce	45
7.4	Počáteční prahy inspekčních prohlídek.....	46
7.5	Opakující se inspekční intervaly	47
7.6	Namátkové kontroly únavového poškození.....	47
7.7	Programy prevence a kontroly (Corrosion Prevention and Control Programs, CPCP).....	48
7.7.1	Hodnocení vlivu prostředí na kovové materiály (MSG-3)	49
7.7.2	Rozšíření hodnocení vlivu prostředí na kovové materiály	49
7.7.3	Hodnocení vlivu prostředí na nekovové materiály	51
7.8	Program detekce náhodného poškození.....	52

7.8.1	Hodnocení náhodného poškození (rozšíření MSG-3).....	52
7.9	Program výzkumu stárnutí (Age Exploration Program)	53
7.10	Zonální prohlídky	54
7.11	Výsledky prohlídek	54
7.12	Zdroje poškození a inspekční požadavky.....	54
7.12.1	Zdroje poškození	54
7.12.2	Inspekční požadavky.....	54
7.13	Tvorba plánované údržby konstrukce	55
7.13.1	Logický postup MSG-3 pro tvorbu údržbového plánu konstrukcí.....	56
7.13.2	Doplnění postupů tvorby údržbových plánů o Structure Health Monitoring (SHM)	63
8.	Vypracování metod pro stanovení intervalů údržby draku letadla.....	66
8.1	Teoretický pohled	66
8.1.1	Šíření trhliny pod proměnlivou amplitudou	67
8.2	Defektoskopie.....	68
8.2.1	Zkoušky povrchových vad.....	69
8.2.2	Zkoušení vnitřních vad.....	73
8.3	Detekovatelná délka trhliny	75
8.3.1	Vizuální prohlídky	77
8.3.2	Speciální NDT prohlídky.....	81
8.4	Výpočet intervalů údržby	83
9.	Výběr vhodné metody inspekce	86
9.1	Klasifikace parametrů inspekčních metod	86
9.2	Vícekritériální hodnocení	87

9.2.1	Metody stanovení vah kritérií	89
9.2.2	Metody stanovení pořadí variant.....	92
9.3	Aplikace vícekritériálního hodnocení do výběru metody inspekce.....	96
9.3.1	Postup pro výběr kompromisní varianty inspekce údržby	97
10.	Případová studie na konstrukci letounu L-410NG.....	102
10.1	Popis šíření trhliny pro Případ 1	104
10.2	Popis šíření trhliny pro Případ 2	106
10.3	Definice konstrukčních prvků a určení SSI.....	107
10.3.1	Kategorizace a seznam SSI.....	110
10.4	Vytvoření údržbového plánu Případ 1 (Spodní pásnice – Spodní integrální panel)	111
10.4.1	Analýza pro DAMAGE TOLERANCE.....	111
10.4.2	Detekovatelná velikost trhliny pro vizuální prohlídku (GVI, DET) – Pásnice	111
10.4.3	Detekovatelná velikost trhliny pro vizuální prohlídku (GVI, DET) – Integrální panel ..	113
10.4.4	Intervaly údržby letounu L-410	114
10.4.5	Interval údržby pro vizuální prohlídku (GVI, DET)	115
10.4.6	Intervaly údržby pro NDT metody	116
10.4.7	Výběr nejvhodnější metody inspekce	116
10.4.8	Klíčové charakteristiky vybraných inspekčních metod.....	117
10.4.9	Hodnocení inspekčních metod	121
10.4.10	Volba inspekční metody bez znalosti preference kritérií s kardinálním ohodnocením variant	122
10.4.11	Volba inspekce se znalostí aspiračních úrovní	123
10.4.12	Volba inspekční metody se znalostí ordinálních informací o preferenci kritérií s kardinálním ohodnocením variant.....	125

10.4.13	Srovnání výsledků jednotlivých metod.....	131
10.4.14	Stanovení úkolů údržby pro únavové poškození.....	131
10.4.15	Určení požadovaných úkolů inspekce pro ED/AD	132
10.5	Vytvoření údržbového plánu Příklad 2 (Spodní integrální panel)	139
10.6	Konsolidované úkoly údržby.....	139
10.7	Vyhodnocení případové studie.....	143
10.7.1	Vyhodnocení údržbového plánu Příklad 1 (Spodní pásnice – Spodní integrální panel)	143
10.7.2	Vyhodnocení údržbového plánu Příklad 2 (Spodní integrální panel).....	145
11.	Závěr	147
12.	Seznam použitých zdrojů.....	150
13.	Značení a zkratky	156
13.1	Použité značení.....	156
13.2	Seznam zkratk.....	157
14.	Seznam obrázků	158
15.	Seznam tabulek	160
16.	Publikace autora.....	162
17.	Tvůrčí aktivity	163
18.	Autorův životopis	164

1. Úvod

Údržba letadlové techniky je v současné době rozsáhlou problematikou s neustále zvyšujícími se požadavky na efektivnost, ekonomičnost a spolehlivost. Program prohlídek a údržby je závislý na mnoha faktorech, například kategorie a typ letadla, složitost konstrukce letadla, koncepce konstrukce z hlediska únavy materiálu, výrobních technologií, složitosti systémů a jejich požadavků na spolehlivost, způsobu a místě provozu letounu atd.

Obecně platí, že se vzrůstající snahou o zvyšování provozní spolehlivosti letounu rostou i náklady na údržbu. Snahou výrobců letadel je optimalizace údržby z hlediska nákladů, časových prodlev při zachování požadované spolehlivosti a bezpečnosti provozu letounu. Tento trend je podporován i narůstajícím vytížením civilní letecké dopravy. V dnešní době se rozvíjí snaha o aplikaci diagnostických a automatizačních systémů pro údržbu.

V kategorii letadel FAR 23/ CS-23, nebyly tyto trendy v minulosti, natolik patrné, z toho důvodu stále u těchto letadel převládají starší metody údržby s převládající preventivní údržbou, výměnami letadlových dílů a celků nebo jejich renovací. V posledních letech však u této kategorie letadel dochází ke značnému pokroku, při kterém letouny začínají používat moderní komplexní systémy, které byly dříve používány výhradně u dopravních letadlech kategorie FAR 25/ CS-25. Tento trend lze sledovat i v přístupu k návrhu draku letadla z hlediska únavy, kde výrobci letadel pomalu začínají zavádět konstrukce s koncepcí DAMAGE TOLERANCE (Konstrukce s přípustným poškozením) místo dnes obvyklé SAFE LIFE (Konstrukce s bezpečným životem). Tento trend má vliv i na způsob údržby, u které dochází ke zvýšení její náročnosti včetně finančních nákladů.

1.1 Zaměření dizertační práce

Dizertační práce na téma „Plán prohlídek a údržby draku malého dopravního letounu s využitím moderních přístupů“ je zaměřena na vývoj metodiky údržby za pomoci moderních technologií a postupů u malých dopravních letadel kategorie CS-23. Některé z těchto postupů se již úspěšně používají u výrobců velkých dopravních letadel, jakými jsou Airbus a Boeing, ale i v jiných průmyslových odvětvích jako je energetický nebo chemický průmysl.

1.2 Prace zabývající se problematikou údržby letadel

V posledním desetiletí vzniklo několik prací, jejichž cílem je zefektivnění postupů údržby a snížení nákladů na údržbu. Hlavním trendem je zavádění systému monitorování stavu konstrukce **SHM** (Structure Health Monitoring), pomocí aktivních senzorů, které jsou prezentovány např. v práci [31] a [32]. **SHM** systémy mohou v budoucnosti do značné míry zredukovat počet nutných inspekčních prohlídek. Tyto systémy se však v současnosti zavádí

hlavně u velkých dopravních letadel, kde jsou monitorovány vybrané konstrukční celky. U malých dopravních letadel, je v dnešní době snaha o snížení nákladů a zefektivnění plánované údržby, například v dizertační práci Ing. Jindřicha Findy, Ph.D. [23], jsou implementovány metody používané u velkých dopravních letadel kategorie FAR 25/ CS-25 do kategorie letadel FAR 23/CS-23, zejména pak přístup k údržbě dle **MSG-3** (Maintenance Steering Group). Dizertační práce Jindřicha Findy je zaměřena primárně na systémy letadel, jelikož v jeho práci byly uvažovány letouny s koncepcí konstrukce SAFE LIFE. Avšak některé postupy navržené v jeho práci mohou posloužit i pro řešení problematiky údržby draku a konstrukce letadel kategorie CS-23, zejména pak přístup k údržbě **MSG-3**.

MSG-3 jsou základní postupy pro sestavení plánu údržby velkých dopravních letadel. Tyto postupy je vhodné v některých ohledech přizpůsobit pro použití na letounech kategorie CS-23. Důležitou součástí plánování údržby je volba vhodných inspekčních metod, jejichž výběr se v **MSG-3** podrobně neřeší.

Problematika volby efektivních metod inspekce zůstává v současné době navzdory svému významu poněkud opomíjena. To je dáno i tím, že i dnes se stále doporučuje použití **NDT** inspekce na letadlech jen v případech, kdy není možno použít vizuální metody [51]. Většina prací se zabývá využitím NDT metod na letadlech z hlediska technické proveditelnosti a jejich aplikovatelnosti [77] [78]. Nalezené práce se však nedostatečně zabývají otázkou výběru konkrétní metody inspekce pro konkrétní část konstrukce letadla, z hlediska jejich efektivity v porovnání s ostatními metodami inspekce.

Pro efektivní výběr konkrétní metody je nutné znát mnoho kritérií, jako je například cena prohlídky, detekovatelná velikost poškození, nároky na personál atp. Všechny tyto parametry je nutné mezi sebou porovnat. Jedním z vhodných způsobů, jak porovnávat více různorodých kritérií mezi sebou, jsou metody Vícekriteriálního Hodnocení Variant (**VHV**) resp. Multiple Criteria Decision Making Analysis (**MCDA**), kde jsou jednotlivé metody hodnoceny na základě preferencí a hodnocení jednotlivých zvolených kritérií. Tyto metody se díky své univerzálnosti používají v celé řadě oborů od ekonomických po technické. Existuje několik studií energetické koncepce využívající metody **MCDA**. Například M. Beccali a kol. [33] používá **MCDA** ve studii návrhu energetické koncepce ostrova Sardinie. Dalším příkladem univerzálnosti **MCDA** metod může být jejich použití při výzkumu závislosti na tabákových výrobcích, kde David J. Nutt a kol. [34] použil **MCDA** pro určení míry nebezpečnosti jednotlivých nikotinových výrobků.

V samotném letectví je **MCDA** využíváno v menší míře. X. Sun [35] ve své dizertační práci aplikuje **MCDA** při vývoji/ hodnocení konstrukčního návrhu letounu a dále pro výběr letounu zákazníky. V údržbě se tyto metody používají pro plánování údržby z hlediska výkonosti personálu a jeho efektivity, jak popisuje ve své práci H. WU a kol. [36]. Z dostupné literatury

je patrné, že vícekritériální hodnocení variant je obecně použitelné v širokém spektru úloh. Vzhledem k faktu, že **MSG-3** ve své podstatě neřeší výběr konkrétní metody inspekce konstrukce může být problematika výběru konkrétní metody řešená pomocí vícekritériálního hodnocení variant, přičemž mohou být zároveň jednotlivá kritéria hodnocena s ohledem na požadavky provozu či provozovatele letounu.

2. Cíle dizertační práce

Dizertační práce je zaměřena na problematiku údržby draku letadel obecného letectví (General Aviation), do které spadají i letouny kategorie CS-23/FAR 23. U těchto letadel je stále převažující údržbový plán s pevně stanovenými časovými intervaly s využitím metod nezávislých na stavu letounu. Avšak pokud budeme sledovat celosvětové trendy v letectví v dané kategorii letadel, můžeme si všimnout, že stávající metody začínají být pro údržbu letounu nevhodné. Mezi tyto trendy zejména patří:

- Výrobci uvažují, že aplikují koncepce konstrukce **DAMAGE TOLERANCE, FAIL SAFE**, i do menších letadel
- Zvyšují se požadavky na **bezpečnost, životnost a spolehlivost**.
- **Roste počet letadel** General Aviation provozovaných jako **Air Taxi** i **počet nalétaných hodin** těchto letadel.
- V důsledku většího vytížení letadel se **zkracuje čas** potřebný pro údržbu.
- Jsou patrné snahy o **snížování provozních nákladů**.

Obecně lze říci, že se technologie a standardy běžně používané u dopravních letadel kategorie CS-25/FAR 25 začínají uplatňovat i do kategorie malých dopravních letadel (CS-23/FAR 23 Commuter). Otázkou je jakým způsobem údržbu u nově vznikajících nebo modernizovaných letadel řešit.

Jako **nejvýhodnější** způsob, jak přistoupit v dnešní době k údržbě letounu je využití logiky **MSG-3**. Důvodem zajisté je, že lze předpokládat, že její aplikace se v budoucnu stane jednou z podmínek nutných pro certifikaci letounu. Při aplikaci **MSG-3** na malá letadla kategorie CS-23/FAR 23 je nutné uvážit některé specifiky a omezení. Příkladem může být široká možnost užití letadel této kategorie, kde jeden typ letounu může být používán na regionálních linkách či krátkých trasách a zároveň může sloužit jako výsadkové letadlo pro parašutisty na klubové úrovni. V tomto případě pak letoun sloužící v klubu může mít větší nároky na údržbu některých částí draku a mechanických systémů z důvodu většího počtu přistání. Možností, jak tento problém řešit je zavedení hodnocení intervalu mezi prohlídkami do **MSG-3**, nejen z časového hlediska, ale i z hlediska **počtu cyklů** (přistání), podobně jak se v některých případech používalo u Tradiční údržby (Hard-Time) a dále pak individuální úpravou plánů údržby **na základě konkrétních požadavků** pro daný letoun provozovatelem.

Další výhodou logiky **MSG-3** je, že již uvažuje s užitím konstrukčních koncepcí **DAMAGE TOLERANCE**. U těchto konstrukcí je možné, že se v průběhu života mohou v konstrukci inicializovat únavové trhliny, které musí být včas nalezeny a případně opraveny. Z toho důvodu je důležité zvolit pro konkrétní objekt vhodný způsob detekce poruchy pro jednotlivé typy

údržby. Zvláště u menších letadel, které mají široké spektrum použití, mohou být priority na použité metody detekce poruch rozlišné. S využitím výběru pomocí **vícekritériálního hodnocení**, může být dosaženo ideálního výběru metody pro každý konkrétní případ.

Cíle dizertační práce jsou:

- Získání a shrnutí dostupných informací v oboru údržby letadel, jejich životnosti a požadavků předpisů.
- Vytvoření metodiky pro aplikaci programu **MSG-3** na konstrukci draku malého dopravního letounu kategorie CS-23.
- Vypracování souboru doporučení pro volbu inspekčních metod s uvážením různorodého použití letounu a požadavků na údržbu (Výběr inspekčních metod pomocí vícekritériálního hodnocení variant) a jeho možná implementace do logiky **MSG-3**.
- Vytvoření certifikační báze pro tvorbu plánů údržby malého dopravního letounu, s uvážením použití koncepce **DAMAGE TOLERANCE** v konstrukci letounu.
- Vytvoření metod pro stanovení intervalů údržby s uvážením specifického použití letadel kategorie CS-23/ FAR 23.

Hlavní přínos dizertační práce bude sestavení uceleného a přehledného souboru podkladů, určeného k tvorbě návrhu údržby pro letouny kategorie CS-23/ FAR 23 moderními postupy dle **MSG-3**, které bude upraveno dle požadavků této kategorie. Dále budou do programu **MSG-3** implementovány možné úpravy při volbě inspekčních metod na základě výběru metod dle vícekritériálního hodnocení, což bude rozšíření od stávajícího stavu, kdy **MSG-3** rozlišuje inspekční metody jen na obecné vizuální prohlídky, detailní vizuální prohlídky a speciální detailní inspekce.

3. Životnost letadla

Při vývoji plánů údržby je nutné počítat s omezenou životností letounu a jeho částí. Ve většině případů se setkáme se součástmi, které mají jinou třeba i nižší životnost, než je celková životnost letadla. S tímto faktem je nutné při údržbě počítat. U motorů, vrtule nebo přístrojového vybavení je životnost stanovena výrobcem. Životnost draku letounu a dalších konstrukčních částí (např. podvozek, trup, křídlo atd.) do značné míry závisí na použité konstrukční koncepci z hlediska únavové životnosti.

3.1 Konstrukce s bezpečným životem (SAFE-LIFE)

Konstrukce se navrhují a dimenzují tak, aby bylo dosaženo určité životnosti, která se ověřuje početně a únavovými zkouškami [11,12]. Životnost konstrukce může být upravena na základě provozních zkušeností, kde životnost může být výrazně ovlivněna způsobem provozu letounu, klimatickými podmínkami a řadou dalších vlivů. **Životnost je stanovena počtem letových hodin nebo počtem pracovních cyklů (např. počet přistání).**

Koncepce SAFE LIFE je vhodná pro malá letadla, u kterých jsou požadovány nízké pořizovací a provozní náklady. Nevýhodou použití této koncepce je předdimenzovaná konstrukce a s tím spjatý nárůst hmotnosti. Po dosažení životnosti je danou konstrukci nutné vyřadit, a to i v případě, že je konstrukce v pořádku.

Dnes se tato koncepce uplatňuje zejména u kategorií letadel EASA CS-23/ FAR 23 a nižších.

3.2 Konstrukce bezpečná při poruše (FAIL-SAFE)

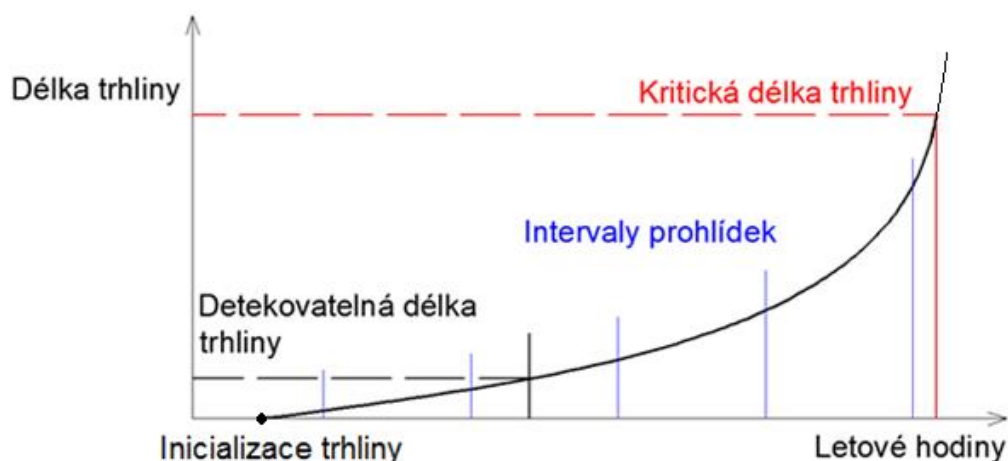
Konstrukce je navržena tak, aby její katastrofické selhání bylo extrémně nepravděpodobné i po vzniku poruchy nebo zřejmém selhání důležitého nosného prvku [11,12]. Zatížení přenášené tímto nosným prvkem je následně přerozděleno do ostatních částí konstrukce.

3.3 Konstrukce s přípustným poškozením (DAMAGE TOLERANCE)

Základní rozdílem této koncepce oproti SAFE LIFE je, že u konstrukcí DAMAGE TOLERANCE se s možným výskytem trhlin a poruch předem počítá [11,12]. Konstrukce je hodnocena z hlediska poškození únavou, korozí, či náhodným poškozením jako celek, s ohledem na schopnost zbytku konstrukce přenést významné provozní zatížení bez poruchy nebo značných provozních deformací po dobu do zjištění takového poškození. V případě vzniku únavových trhlin musí být šíření těchto trhlin dostatečně pomalé, aby bylo možno šířící se trhlinu včas odhalit (SLOW CRACK GROWTH). Pro trhlínu je stanovena detekovatelná velikost, rychlost šíření a kritická délka trhliny. Po dosažení kritické délky trhliny se trhlina začne šířit nestabilně

a dochází k celkové poruše konstrukce. Zpomalení rychlosti růstu trhliny je možné dosáhnout použitím zpomalovačů a zastavovačů trhlin.

Výhoda koncepce DAMAGE TOLERANCE spočívá v potenciálním podstatném prodloužení života konstrukce a tím i lepší finanční návratnosti letadla.



Obr. 3-1 Systém prohlídek u konstrukce DAMAGE TOLERANCE

3.4 Typy poruch konstrukcí letadel

U konstrukcí je nejdůležitějším cílem údržby a preventivních prohlídek **včasná detekce různých poškození**, které se mohou na konstrukci vyskytnout. Na konstrukci můžeme rozlišit 3 základní typy poruch [3]:

- Náhodná poškození – Accidental damage (**AD**)
- Poškození od prostředí – Environmental deterioration (**ED**)
- Únavová poškození – Fatigue damage (**FD**)

Jednotlivé druhy poškození jsou blíže specifikovány v podkapitolách 3.4.1, 3.4.2 a 3.4.3.

3.4.1 Náhodná poškození – Accidental damage (**AD**)

Náhodná poškození konstrukce jsou způsobená náhodnými událostmi, které mohou výrazně ovlivnit úroveň zbytkové pevnosti konstrukce [3]. Zdrojem těchto poškození je nejčastěji pozemní manipulace s nakládacími zařízeními, kontakt s cizími předměty, krupobití, zásah blesku, mráz, nečistoty na startovací a přistávací draze a přilehlých pojížděcích plochách atd. Do této kategorie se řadí i ta poškození, která jsou důsledkem lidského selhání při výrobě, provozu nebo údržbě letounu a také ty, které nelze zařadit do ostatních typů poruch.

Stejně zdroje náhodného poškození, které uvažujeme u kovových materiálů, musíme uvažovat i v případě nekovových materiálů. Následky poškození u nekovových materiálů nemusí být viditelné a mohou zahrnovat vnitřní poškození, např. odlupování nebo delaminace. Velký počet náhodných poškození, jako jsou např. kolize s pozemním zařízením, střety s ptákem atd. jsou snadno zjistitelná, a proto nejsou vyžadovány speciální úkoly údržby (prohlídek).

3.4.2 Poškození od prostředí – Environmental Deterioration (ED)

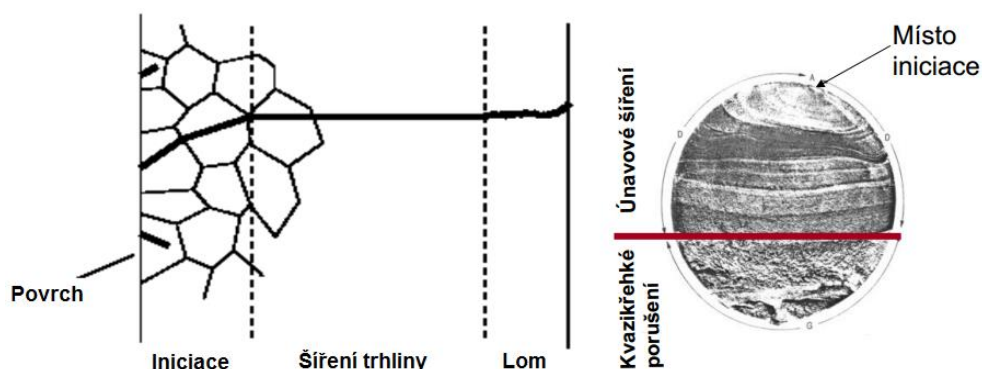
Poškození od prostředí jsou charakterizována, jako poškození konstrukce v důsledku chemické interakce s okolím [3]. Je nutné ohodnotit korozní stav, včetně koroze pod napětím a poškození nekovových materiálů od prostředí. Koroze může být závislá na čase nebo využití konstrukce. Například koroze v důsledku selhání povrchové ochrany je více pravděpodobná se zvyšujícím věkem konstrukce, naopak např. koroze v důsledku úniku kapalin v kuchyňce je náhodně se vyskytující diskrétní jev.

Koroze pod mechanickým napětím je v daném prostředí přímo úměrná tahovým napětím, která mohou být důsledkem tepelného zpracování, tváření, úchylek atd.

Nekovové konstrukce, jako jsou kompozitní materiály, nejsou na rozdíl od kovových konstrukcí obvykle tak náchylné k degradaci od prostředí. Nicméně z hlediska stárnutí konstrukce musí být vliv operačního prostředí brán v potaz při plánování údržby konstrukce.

3.4.3 Únavové poškození – Fatigue damage (FD)

Rozhodující příčinou destrukcí většiny součástí a celých konstrukcí je postupná kumulace poškození, tedy proces únavy [3]. Únavové poškození je způsobeno inicializací trhliny nebo trhlin v důsledku cyklického namáhání a jejich následným šířením. Jedná se o kumulativní proces, záviselý na využití letadla (počtu letů nebo letových hodin). Průběh šíření trhliny je zobrazen na Obr. 3-2.



Obr. 3-2 Typický průběh šíření trhliny v kovovém materiálu [11]

4. Historický vývoj letecké údržby

Letecká údržba je s letectvím spjata již od dob prvních pokusů o člověkem řízený let. Avšak tato údržba byla diametrálně odlišná od způsobů údržby, se kterou se můžeme setkat v dnešní době. První člověkem řízené lety často potkávaly poruchy různého druhu a tyto poruchy se ve většině případů, pokud to bylo možné, odstraňovaly až po přistání [5]. Vznik vážné poruchy za letu měl často fatální následky, proto začaly vznikat jednoduché programy preventivní údržby. Tyto metody se nezakládaly na analýzách dané části letounu, ale připravovaly je především piloti a mechanici na základě provozních zkušeností. Přesto v počátcích letectví převažují opravy po poruše. V literatuře se někdy tato doba označuje jako **1. generace údržby** [4].



Obr. 4-1 Údržba letounu v roce 1918 [63]

Stav, kdy převažovaly opravy a údržbářské úkony na letadle po poruše nebo zjištění závady, v podstatě přetrval až do druhé světové války, kdy se připravenost a bojeschopnost letadel stala kritickým prvkem válečného úsilí. Začaly se vyvíjet postupy, metody údržby, které měly zvýšit provozní spolehlivost a připravenost letecké techniky. Tyto postupy se nezaměřovaly jen na samotné letadlo, ale začaly se zabývat organizací a prací pozemního personálu.

Po druhé světové válce dochází k obrovskému rozmachu komerčního letectví, letecká doprava začíná přejímat hlavní roli v dopravě na velké vzdálenosti. Postupy a metody, vznikající během druhé světové války, se upravovaly a dále rozvíjely pro použití v komerčním letectví. Využívá se preventivních oprav, výměn součástí letadel a systémů. Vznikají systémy pro plánování a kontrolu práce. Ve většině případů převládá metoda údržby Hard-Time (viz kap. 4.2.1). Tuto dobu, která trvala do počátku 70. let v současnosti označujeme jako **2. generace údržby**.



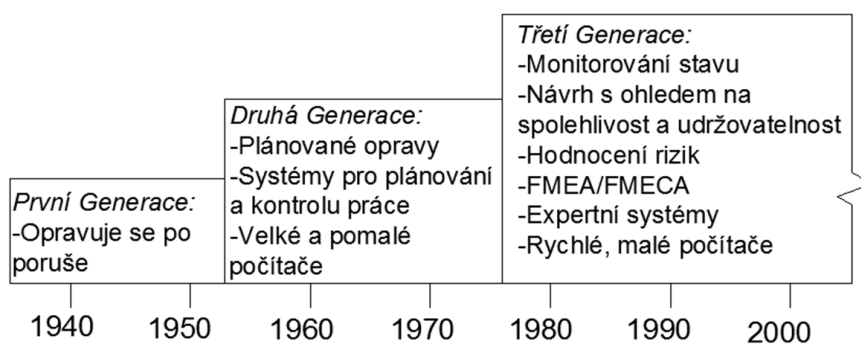
Obr. 4-2 Údržba letounu Wellington z roku 1940 [64]

Zatím poslední **3. generace údržby** přichází s vývojem velkých dopravních letounů, jako Boeing B747, později Lockheed Martin L-1011 Tristar nebo McDonald Douglas DC-10. Při vývoji letounu B747 bylo zjištěno, že běžně používané metody údržby nejsou pro tak velké a komplexní letouny vhodné [10,13]. Ekonomická a časová náročnost údržby u těchto letadel byla enormní. Proto se společnost Boeing spolu s provozovateli, dodavateli a úřady domluvila na vývoji nových metod a postupů údržby pro B747. Tato skupina byla nazvána Maintenance Steering Group (**MSG**). Pro B747 byly vypracovány postupy údržby, které korespondovaly s přístupem k údržbě Reliability Centered Maintenance (**RCM**), někdy označována jako Údržba Zaměřená na Bezporuchovost. Při vývoji B747 se pro tyto postupy začal uplatňovat název **MSG-1** (viz podkapitola 5.2.1), odvozený od pracovní skupiny, vyvíjející postupy údržby pro B747. Použití těchto postupů na letounu B747 mělo obrovský úspěch, proto se začaly používat na dalších letadlech kategorie EASA CS-25/FAR 25 a CS-29/FAR 29.

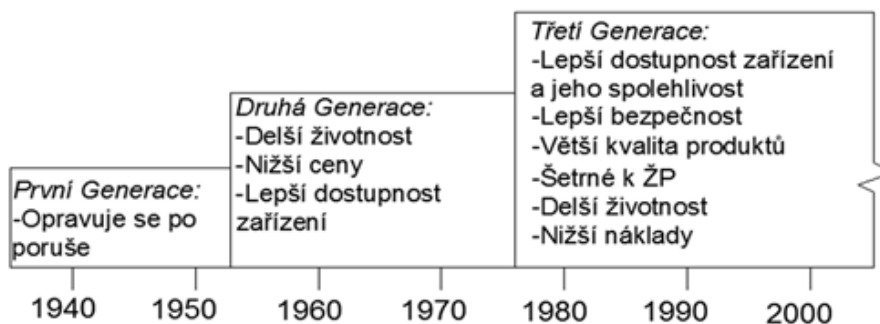
Tyto postupy se stále vyvíjejí a jsou používány v podstatě na každém dopravním letounu kategorie CS-25/FAR 25. Vzhledem k rozvoji obecného letectví a přejímání komplexních systémů a konstrukčních řešení z dopravních letounů, začínají tyto postupy pronikat i do letounů nižších kategorií, zvláště pak do letounů kategorie Commuter, stavěné dle předpisové báze FAR-23, CS-23 atd. Na Obr. 4-4 a Obr. 4-5 je ilustrován postupný vývoj údržby letecké techniky včetně důsledků jednotlivých generací na stav letadel.



Obr. 4-3 B747 v hale údržby [72]



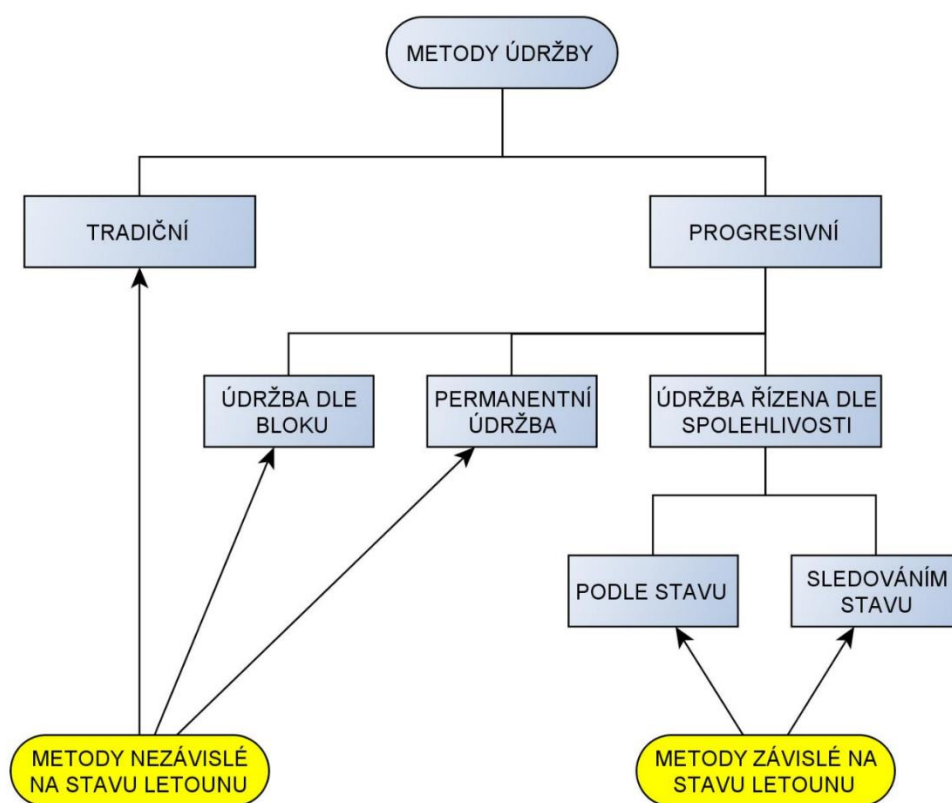
Obr. 4-4 Vývoj údržby v jednotlivých generacích údržby [4]



Obr. 4-5 Vliv údržby na letadlo pro jednotlivé generace údržby [4]

4.1 Metody údržby letecké techniky

Během vývoje letecké údržby, bylo vyvinuto několik obecných metod údržby, se kterými se můžeme setkat i dnes. V minulosti převládaly metody tradiční údržby (Hard-Time), avšak v civilním letectví dochází k jejich postupnému ústupu progresivnějším metodám údržby. Nelze však říct, že by nějaké letadlo bylo udržováno pouze jedinou metodou, ve většině případů se jedná o kombinaci různých metod a jejich volba záleží na konkrétním použití letadla, koncepci konstrukce atd. Základní rozdělení metod údržby je uvedeno na Obr. 4-6.



Obr. 4-6 Rozdělení metod údržby [1]

4.2 Metody údržby nezávislé na stavu

Metody nezávislé na stavu letounu jsou metody údržby, při jejichž provádění není zohledněn skutečný stav udržovaného objektu. To znamená, že údržbářské práce jsou prováděny i v případě, kdy je udržovaný objekt v pořádku, a údržbářské práce nejsou nutné.

Metody nezávislé na stavu letounu jsou prováděny v periodicky se opakujících intervalech. Účinnost prevence je u těchto metod nízká, jelikož není zohledněn skutečný stav objektu a

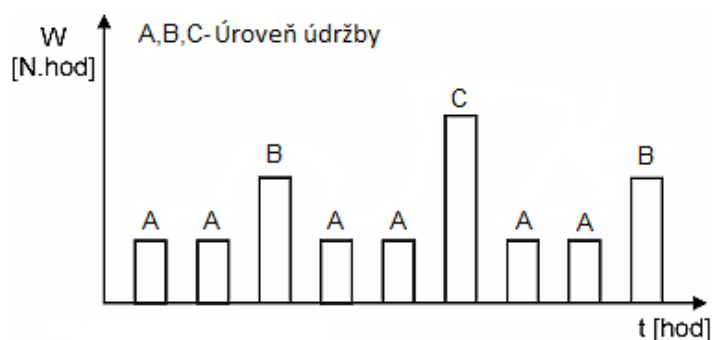
jeho opotřebení. Metody nezávislé na stavu objektu se vyznačují vysokými náklady, vysokou pracností a dlouhými prostoji letadel.

Tyto metody jsou užívány pro zařízení a části, jejichž opotřebení je závislé na čase anebo není možné použít metody údržby závislé na stavu letounu.

4.2.1 Tradiční metoda údržby (HARD-TIME)

Podstata metody spočívá v pevně stanovených periodicky opakujících se intervalech s narůstajícím rozsahem [1,2]. Jedná se o jednu s prvních metod pracujících s pravidelnou periodicitou údržby. U této metody nelze zaznamenat žádné pokrokové tendence. Výhodou je, že metoda má velmi malé požadavky na měřicí a diagnostické vybavení. V současnosti se je možné s touto metodou setkat především u letadel obecného letectví a dále pak u součástí, u kterých je obtížné predikovat životnost nebo u částí u nichž by bylo použití jiných metod ekonomicky nevýhodné.

Na Obr. 4-7 je znázorněno schéma údržby Hard-Time. Osa t znázorňuje periodicitu jednotlivých úrovní údržby a na osa W dobu údržby.



Obr. 4-7 Schéma prohlídek údržby Hard-Time

Výhody metody:

- Prohlídky jsou relativně snadné (převažují vizuální metody).
- Prohlídky jsou dány pevně stanovenými intervaly.
- Výměny systémů, agregátů a ostatních částí letadla, jsou prováděny po uplynutí předepsaného počtu letových hodin, počtu přistání, po uplynutí technického života nebo po poruše.

Nevýhody metody:

- Vysoká časová náročnost
- Vysoká ekonomická náročnost a neefektivnost

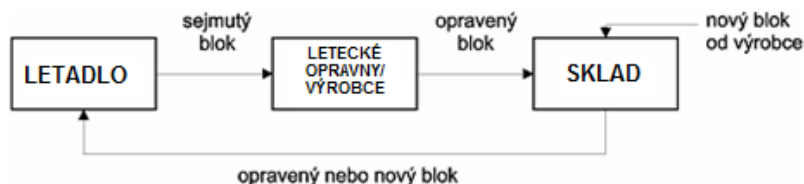
- Nedocení závislosti vzniku poruch

4.2.2 Údržba dle bloku

Blok je celistvý funkční celek, který lze z letadla demontovat a samostatně funkčně přezkoušet [1,2]. Blok může být dále rozebíratelný na jednotlivé součásti, které mohou být opravitelné nebo neopravitelné. Podstata metody je založena na výměně funkčních bloků, který se uskutečňuje po stanovené době provozu, nebo po poruše. V dnešní době je tato metoda velice rozšířena a často je uplatňována v kombinaci s metodami závislých na stavu. Příkladem bloku a blokové údržby je pohonná jednotka, která se při generální opravě demontuje, a zatímco letadlo létá s „náhradními“ motory.

Předpoklady pro zavedení metody:

- 1.) Rozdělení letadla do jednotlivých bloků během návrhu letounu.
 - a. Podle účelu daného bloku (pohonná jednotka, podvozek atd.)
 - b. Podle skupin agregátů (palivová čerpadla, hydraulická čerpadla, avionický systém atd.)
- 2.) Konstrukčně technologická způsobilost letounu.
 - a. Snadný přístup k blokům
 - b. Snadná vyměnitelnost
 - c. Normalizace a unifikace
 - d. Použitelnost kontrolní měřicí techniky



Obr. 4-8 Schéma údržby dle bloku

Výhody:

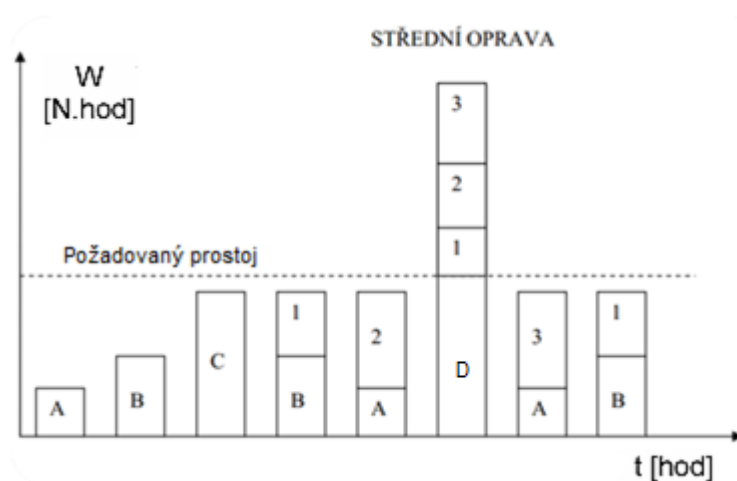
- Významné snížení prostojů letadla, korespondující s druhem údržby.
- Rychlé obnovení provozuschopnosti letounu

Nevýhody:

- Zkušenost ukazuje, že veliké procento demontovaných bloků je v pořádku bez poruch.
- Nesprávná montáž může vést ke vzniku poruch.

4.2.3 Permanentní údržba

Provádění středních a generálních oprav může být extrémně časově náročné, proto existuje tendence tento proces rozdělit do více časově méně náročných celků [1,2]. Permanentní údržba rozděluje proces větších oprav (střední opravy, generální opravy) do několika menších nezávislých, uzavřených dílčích činností, které jsou přiřazeny k pevně stanoveným pracím periodické údržby. Příkladem je rozdělení střední opravy mezi nižší stupně plánované údržby. Schéma rozdělení střední opravy je znázorněn na Obr. 4-9.



Obr. 4-9 Schéma permanentní údržby

Výhody:

- Zkrácení prostoje letounu
- Vytvoření předpokladů k rovnoměrné pracovní zátěži obsluhujícího personálu

Nevýhody:

- Nutnost kvalifikovaného personálu umožňující provádět rozsah prací jako při generální opravě (GO) i na nižších stupních údržby
- Nutnost provozně technických prostředků umožňující provádět rozsah prací jako při (GO) i na nižších stupních údržby
- Velké požadavky na plánování činností technického personálu

4.3 Metody závislé na stavu

Jde o metody, které vycházejí ze znalosti spolehlivostních parametrů (pravděpodobnost poruchy, střední doba do poruchy atd.) jednotlivých součástí a letadlových celků. Metody vychází z vlastností a chování součástí během samotného provozu. Metody umožňují plynulou kontrolu stavu letadlových celků přímo za provozu, přičemž údržbové zásahy se provádějí jen v případě, že je to nutné. Metody využívají závěrů statistických rozborů, teorie spolehlivosti, diagnostiky a prognostiky.

4.3.1 Metody údržby dle stavu (On Condition)

Metoda je založena na kontinuální nebo periodické kontrole technického stavu objektu prostřednictvím kontrolních a monitorovacích zařízení [1,2]. Technický stav objektu je kvantitativně charakterizován pomocí určitých diagnostických parametrů jako jsou teplota, otáčky, tlak atd. Porovnáním skutečných a předepsaných parametrů se určují změny technického stavu objektu. Pokud měřené parametry překročí toleranci, dochází k provedení nápravy/ opravy. Údržba se provádí jen v případě změny charakteristických diagnostických parametrů nebo v případě poruchy.

Výhody:

- Údržba probíhá jen v případech, kdy je to nutné
- Data lze analyzovat během provozu letadla
- Časově úsporné
- Redukuje spotřebu náhradních dílů a spotřebu materiálu
- Zvýšení efektivity provozu letounu

Nevýhody:

- Diagnostické a záznamové zařízení může být drahé a těžké
- Počet sledovaných a zaznamenaných parametrů je omezen

4.3.2 Metoda sledování stavu (Condition Monitoring)

Tento proces se používá u prvků a systémů, u kterých nelze a/nebo je neefektivní použití tradiční metody (HARD-TIME) nebo metod On Condition [1,2,10]. To mohou být například konstrukce, jejichž pravidelná výměna je velmi neefektivní a zároveň u nich není možné žádné sledovat charakteristické příznaky, které by signalizovaly blížící se poruchu konstrukce. Tato metoda se aplikuje na prvky, u nichž nelze definovat délku technického života. Tyto prvky pracují do poruchy, která způsobí výměnu prvku, opravu nebo v případě drobné poruchy častější sledování objektu. Podmínkou je, že porucha nesmí ohrozit bezpečnost letu ani

letovou způsobilost, čehož je dosaženo obvykle dosaženo zálohováním nebo zvolením vhodné koncepce u konstrukce. Další podmínkou je navržení inspekčních prohlídek tak, aby byla porucha odhalena dříve, než dojde k jejímu kritickému rozšíření.

5. Moderní přístupy k údržbě

Metody popsané v předchozí kapitole stále plní důležitou roli v soudobé údržbě letadel, zvláště v kategoriích menších letadel, jako je kategorie CS-23. U dopravních letadel se na počátku 70. let 20. století, objevuje trend zefektivňování výběru úkolů a metod údržby s cílem snížení nákladů na údržbu a počtu údržbových zásahů na letounu. V dnešní době se uplatňuje přístup založený na spolehlivosti neboli **RCM** (Reliability-Centered Maintenance).

5.1 Reliability-Centered Maintenance

RCM (Reliability-Centered Maintenance), kterou lze přeložit jako údržba zaměřená na bezporuchovost, je proces zaměřený na stanovení co nejefektivnějšího způsobu údržby daných objektů [4]. **RCM** používá stromy logického rozhodování k zjištění použitelných a efektivních požadavků na preventivní údržbu, podle důsledků zjistitelných poruch a dle vlivů způsobujících tyto poruchy.

Důsledky poruch jsou obvykle rozděleny do těchto částí:

- Bezpečnostní
- Provozní
- Ekologické
- Ekonomické

Metody RCM jsou využívány v mnoha průmyslových odvětvích, mezi ty nejvýznamnější patří:

- Chemický průmysl
- Energetický průmysl
- Letecký průmysl

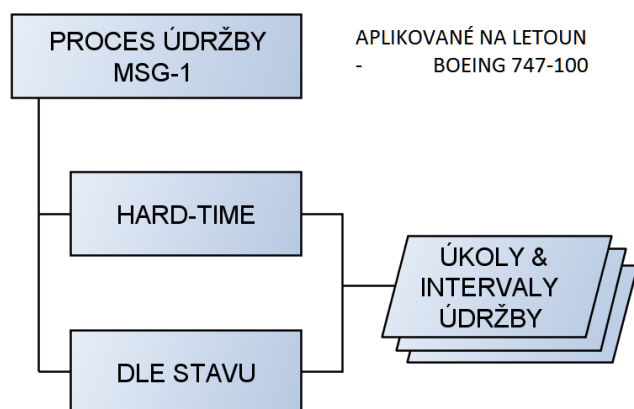
V leteckém průmyslu více než s pojmem **RCM** se setkáme s pojmem **MSG-3** [3]. **MSG-3** jsou postupy určené pro návrh efektivní údržby pro letadla, které do značné míry vycházejí z **RCM** metod.

5.2 Maintenance Steering Group (MSG)

5.2.1 Historie MSG

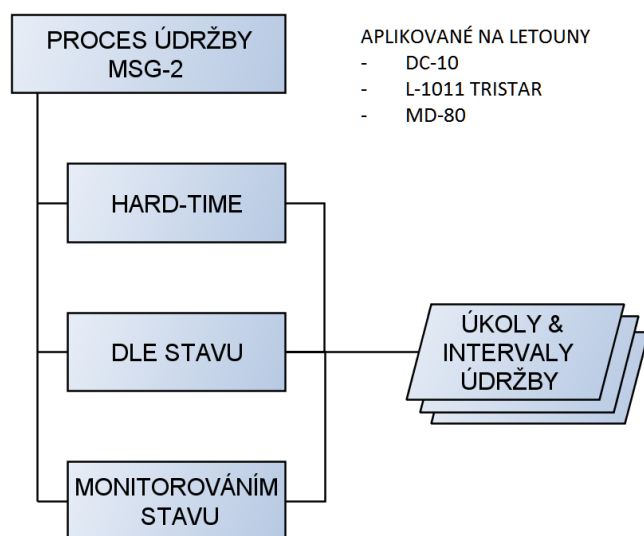
Před uplatněním přístupu k údržbě **RCM**, se v letectví používala převážně Hard-Time metoda preventivní údržby [10,13]. S příchodem velkých dopravních letadel docházelo k zvyšujícím se požadavkům na účinnost, efektivnost a ekonomičnost prováděné údržby. Proto byla při vývoji

letounu B747 ustavena skupina **MSG** (Maintenance Steering Group), jejímž cílem bylo vypracovat efektivní metody a postupy údržby pro letoun B747.



V roce 1968 byly nově vzniklé postupy aplikované na letoun B 747. Nová sada metod údržby byla vydána, jako „MSG-1 Maintenance Evaluation and Program Developement“, kde byly poprvé použity rozhodovací diagramy při vývoji plánů preventivní údržby u letadla. V plánech preventivní údržby u letounu B747-100 figurovaly dvě metody údržby a to Hard-Time a On Condition (Obr. 5-1)

Obr. 5-1 Údržba dle programu **MSG-1**



V roce 1970 vyvstal po úspěchu letounu B747 požadavek na použití metodiky **MSG** i na jiných v té době vyvíjených letounech (L-1011 a DC-10). Proto byla vydána nová verze **MSG-2**, která kromě úprav použitelnosti (na jiná letadla než jen B747), zahrnovala postupy údržby Monitorováním stavu (Condition Monitoring) (Obr. 5-2).

V roce 1972 byla vydána mírně upravená evropská verze, která byla pojmenována **EMSG**.

Obr. 5-2 Údržba dle programu **MSG-2**

V roce 1979, byly zahájeny práce na nové verzi metodiky **MSG-3**, tak aby korespondovala s potřebami aktuálně vyvíjených letadel (B757, B767) a odstranila některé nedostatky, které byly při používání **MSG-2** nalezeny.

Za nedostatky **MSG-2** je považováno:

- Absenci rozlišení mezi údržbou z bezpečnostních důvodů a údržbou z ekonomických důvodů.
- Program **MSG-2** je složitý na organizaci a řízení, protože je nutné individuálně sledovat mnoho prvků.
- Při dalším zvyšování složitosti systémů letadel přestává být **MSG-2** účinným.
- **MSG-2** se nezabývá předpisy a nařízeními týkající se „DAMAGE TOLERANCE“ konstrukcí a vyhodnocením únavy konstrukce; ty jsou nyní zahrnuty v programu prevence a kontroly koroze „Corrosion Prevention and Control Programs“ (**CPCP**).

5.2.2 MSG-3

MSG-3 byla vydána v roce 1980, od té doby je neustále aktualizována pomocí revizí, poslední revize byla vydána v roce 2015 pod názvem:

„MSG-3: Operator/Manufacturer Scheduled Maintenance Development, Revision 2015.1“

Pozn.: Tato práce vychází z revize 2011.1 [3]. Nejzásadnější rozdíl mezi revizí 2011.1 a 2015.1 je v tom, že revize 2015.1 je rozdělena do dvou samostatných dokumentů (Letadla s pevným křídlem, Helikoptéry).

Základní rozdíl mezi **MSG-2** a **MSG-3** je v logice údržby, kdy údržba dle **MSG-2** je procesně orientovaná, na rozdíl od úkolově orientované **MSG-3** [8,13]. Pro každou potenciální příčinu poruchy poskytuje **MSG-3** úkol pro zajištění potřebné preventivní údržby. Úkolově orientovaná údržba se skládá z konkrétních úkolů, které jsou vybrány pro daný funkční důsledek poruchy na základě spolehlivostní charakteristiky daného zařízení.

Úkoly jsou řazeny na základě nákladů od nejnižších po nejvyšší a v závislosti na závažnosti důsledků poruchy (bezpečnostní, provozní, ekonomické, skrytá bezpečnostní, skrytá ekonomická) je vybrán jeden nebo více úkolů. Pro údržbu mohou být vybrány tyto obecné úkoly [3]:

- 1.) Mazání / Běžná údržba (Lubrication/ Servicing)
Za účelem zachování funkcí daného zařízení.
- 2.) Provozní / Vizuální kontrola (Operational/ Visual check)
Cílem tohoto úkolu je zajistit, zda zařízení plní svůj účel. Jedná se o úkol, jehož cílem je zjistit poruchu.
- 3.) Inspekce / Funkční kontrola (Inspection/ Functional Check)

Funkční kontroly sledují kvantitativní znaky ke zjištění, zda jedna nebo více funkcí daného zařízení jsou prováděny ve stanovených mezích.

U inspekce se rozlišují tři úrovně kontroly, které mají určit, zda zařízení plní svůj zamýšlený účel.

- Obecná vizuální prohlídka
- Podrobná vizuální prohlídka
- Speciální detailní inspekce

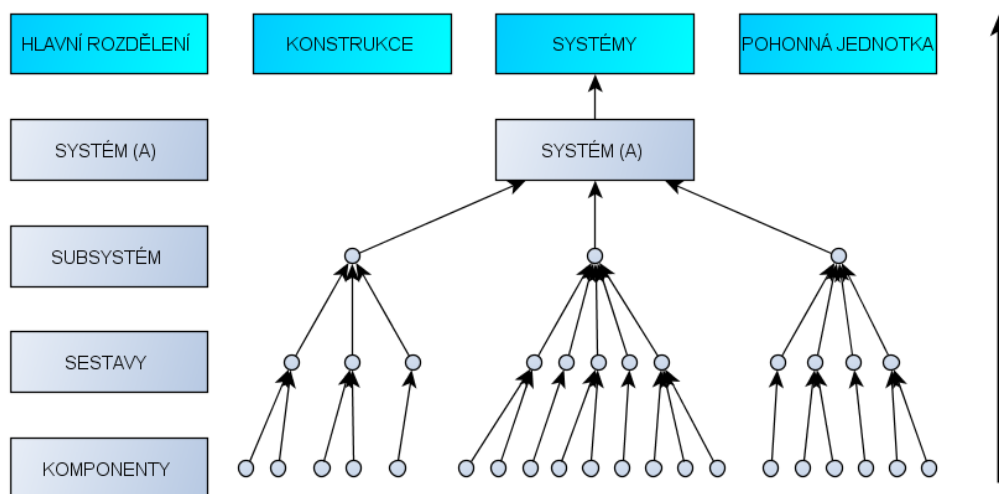
4.) Renovace

Renovace se provádí, pokud je k navrácení požadovaných vlastností zařízení nutné důkladné očištění zařízení, renovace nebo výměna určitých dílů.

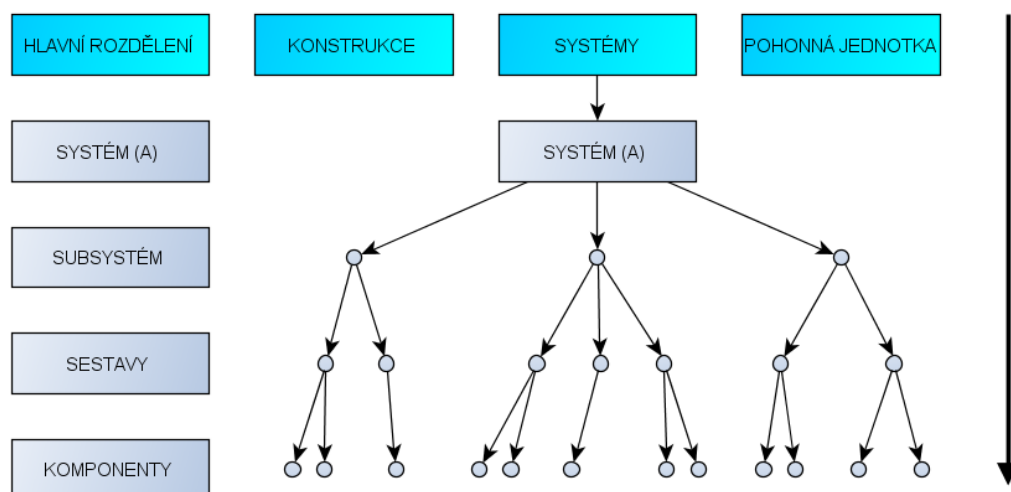
5.) Vyřazení

Vyřazení z provozu určitého zařízení po uplynutí stanovené doby života a jeho výměna za nový kus.

Dalším podstatným rozdílem je způsob v provádění analýzy, která je u **MSG-2** prováděna „**Od spodu nahoru**“, tedy od jednotlivých komponent, přes sestavy až k samotnému výrobku [8]. U **MSG-3** je volen opačný způsob „**Z vrchu dolů**“ tedy, kdy se analýza provádí od samotného výrobku přes sestavy k jednotlivým komponentům. Důvodem zavedení tohoto způsobu analýzy bylo, že při analýze **MSG-2** muselo být individuálně řešeno mnoho prvků. V případě **MSG-3** se při analýze z vrchu dolů na nižších úrovních řeší jen prvky, které mohou představovat bezpečnostní, provozní, nebo ekonomické riziko. Způsob provádění analýzy **MSG-2** a **MSG-3** je znázorněn na Obr. 5-3 a Obr. 5-4.



Obr. 5-3 Způsob postupu analýzy **MSG-2** [8]

Obr. 5-4 Způsob postupu analýzy **MSG-3** [8]

5.3 Dopady použití MSG u dopravních letadel

Použitím logiky **MSG** u dopravních letadel bylo dosaženo významného zvýšení bezpečnosti a dosažena značná úspora člověkohodin nutných pro údržbu (Tab. 1).

Analýza použití logiky MSG-3 pro letoun DC-9					
Interval prohlídky	Tradiční údržba		Logika MSG-3		Ušetřené člověkohodiny
Měsíců	Délka prohlídky (dny)	Člověkohodin (hod)	Délka prohlídky (dny)	Člověkohodin (hod)	%
18	16	12000	7	5250	56
36	40	30000	30	25000	25
108	50	37500	40	30000	20

Tab. 1 Srovnání tradiční údržby a logiky **MSG-3** pro letoun DC-9 [13]

Další příkladem může být použití logiky **MSG-3** na letounu Boeing 747 (na několika různých verzích). Obr. 5-5 a Obr. 5-6 ukazuje srovnání údržby prvních verzí letounu B747 Classic, u kterých byla použita logika **MSG-1** s letounem B747-400, u kterého byla použita logika **MSG-3**.

1 INTERVAL HISTORY FOR 747 SCHEDULED MAINTENANCE CHECKS					
Letter check	747-400 MRBR			747 Classic MRBR	
	MSG-3 (original) Release (1988)	Revisions A (1992) and B (1993)	Revisions C (2001) and D (2002)	MSG-1 Revision (1978)	MSG-3 Release (2002)
A-check	400 flight-hours	500 flight-hours	600 flight-hours	300 flight-hours	600 flight-hours
C-check	4,000 flight-hours or 15 months, whichever occurs first	5,000 flight-hours or 15 months, whichever occurs first	6,000 flight-hours or 18 months, whichever occurs first	3,600 flight-hours or 15 months, whichever occurs first	6,000 flight-hours or 18 months, whichever occurs first
D-check	25,000 flight-hours or 5 years, whichever occurs first	25,000 flight-hours or 5 years, whichever occurs first	6 years (no flight-hour restriction)	25,000 flight-hours or 5 years, whichever occurs first	6 years (no flight-hour restriction)

Obr. 5-5 Srovnání užití různých verzí logiky **MSG** na letounech B747 [14]

2 MAINTENANCE TASK COUNT COMPARISON				
MRBR	Structures tasks	CPCP tasks	Zonal tasks	Total tasks
747-400				
Revision B (1993)	628	45	344	1,017
Revision C (2001)	97	0	226	323
747 Classic				
1978 MSG-1 Revision	652	54	21	727
2002 MSG-3 Release	119	0	226	345

Obr. 5-6 Srovnání užití různých verzí logiky **MSG** na letounech B747 [14]

Výše uvedené úspory vedly k rychlému rozšíření použití logiky **MSG** u letounů kategorie FAR 25/CS-25. Výhody vyplývající z použití logiky **MSG** nakonec vedly k tomu, že na základě oběžníku FAA AC-121-22A [20], musí být při vývoji nových dopravních letounů kategorie FAR 25 těžších jak 33000 liber (14968kg) použity nejnovější postupy **MSG** analýz. Zjednodušeně řečeno je to jediná metodika uznávaná úřady, pro řešení údržby velkých

dopravních letadel. Avšak v dnešní době jsou již postupy přejímány i do menších letounů, kategorie Business Jet (např. Cessna Citation Sovereign).

U letadel nižších kategorií se otevírají možnosti využití logiky **MSG-3** u letounů kategorie CS-23/ FAR 23 Commuter, jelikož se tyto letouny čím dál častěji používají na krátké regionální linky nebo jako air taxi viz Tab. 2.

On-Demand	Počet letadel General Aviation / Air Taxi														
FAR Part 135	2001-2015 (Počet letadel v tisících)														
Rok	2015	2014	2013	2012	2011	2010	2009	2008	2007	2006	2005	2004	2003	2002	2001
Air Taxi	6,5	6,9	7,3	7,1	N/A	6,5	7,0	6,9	7,9	7,4	6,9	6,2	2,6	3,9	3,6
Air Tours	0,5	0,4	0,5	0,5	N/A	0,5	0,4	0,4	0,9	0,4	0,6	0,4	0,2	0,3	0,4
Air Medical	1,9	1,8	1,6	1,8	N/A	1,1	1,2	1,2	0,7	1,3	1,0	1,1	N/A	N/A	N/A
	Počet nalétaných hodin letadel General Aviation / Air Taxi														
	2001-2015 (Počet hodin v tisících)														
Air Taxi	2524	2631	2395	2 446	N/A	2 201	2 198	2 371	3 113	2 746	2 857	2 540	1 171	1 346	1 440
Air Tours	328	294	343	348	N/A	297	223	271	508	295	352	224	161	149	147
Air Medical	714	729	645	728	N/A	615	480	563	412	701	605	474	N/A	N/A	N/A

Tab. 2 Statistika letadel General Aviation splňující požadavky předpisu FAR 135 dle **FAA** [65]

5.3.1 Možnosti využití MSG při údržbě letadel v ČR

V dnešní době v České republice není vyráběno letadlo, které by logiku **MSG** používalo. Jediné letadlo, u kterého se použití logiky **MSG** uvažovalo, byl letoun L-610 (*Obr. 5-7*), který se však nikdy komerčně vyrábět nezačal.



Obr. 5-7 Fotografie a základní data letounu L-610 [66]

V kategorii letadel CS-23 je ovšem vyvíjeno a provozováno několik letadel u kterých by bylo možné logiku **MSG** využít. Například společnost Aircraft Industries, a.s. uvažuje při modernizaci letounu L-410 (Obr. 5-8) i zvýšení životnosti draku letounu využitím koncepce DAMAGE TOLERANCE, která si však žádá i změnu filozofie údržby, u které je možné uvažovat s logikou **MSG-3**.



Obr. 5-8 Fotografie a základní data letounu L-410 [67]

To ovšem neznamená, že by inspekce draku letounu nebyly prováděny i u stávajících letadel s konstrukční koncepcí SAFE LIFE. Ve většině případů je obecná vizuální prohlídka vybraných částí potahu, závěsů křídel a ovládacích ploch, podvozku apod. prováděna při pravidelných prohlídkách. V případě středních nebo generálních oprav mohou být prováděny dodatečné detailní inspekční prohlídky draku letounu. Například u letounu Diamond Aircraft DA20 KATANA, je prováděna zvláštní prohlídka draku po 6000 letových hodinách [19]. Při této

prohlídky jsou demontována křídla, ovládací plochy a je provedena detailní inspekce spojů, závěsů, potahů a dalších důležitých konstrukčních částí. U letadel kategorie Commuter se obvykle provádí inspekce draku v závislosti na analýzách životnosti konstrukce, její náchylnosti ke korozi atp., v intervalech 1000-3000 h. V obou případech lze použít údržbu dle **MSG-3**, ale u koncepce SAFE LIFE je přínos pro údržbu nízký.

5.3.2 Aplikace logiky MSG-3 při údržbě letadla

Před zavedením nového letadla do výroby musí výrobce/ držitel typového osvědčení připravit, a následně předložit ke schválení příslušnému leteckému úřadu dokumentaci s počátečními minimálními požadavky na údržbu daného letadla. U **MSG-3** jsou tyto požadavky uvedeny v dokumentu „Maintenance Review Board Report“ (**MRBR**) [21].

Po schválení příslušným úřadem se **MRBR** používá jako základ, na kterém každý provozovatel vyvíjí vlastní individuální program údržby (ten se odvíjí od způsobu a místa použití letounu). Programy údržby jednotlivých letadel se proto mohou lišit, avšak základní minimální požadavky na údržbu budou pro každý konkrétní typ letadla stejné.

Úkoly, které jsou popsány v **MRBR**, nelze odstranit ani změnit bez schválení předsedou Maintenance Review Board (**MRB**) nebo příslušným státním úřadem. Nicméně, individuální intervaly úkolů je možné měnit na základě informací, které provozovatel předloží k posouzení příslušnému místnímu úřadu.

Procesy používající výrobci letadel při sestavování a aktualizaci jsou uvedeny v „*Federal Aviation Administration Advisory Circular 121-22C (Maintenance Review Board Procedures)*“. Tento proces zahrnuje vytvoření následujících skupin „Maintenance Review Board“ (**MRB**), Industry Steering Committee (**ISC**), Maintenance Working Groups (**MWG**). Každá skupina se skládá ze zástupců provozovatelů letadel, výrobce letadel, a zástupců příslušných úřadů.

Maintenance Review Board (MRB)

Skupina **MRB** má odpovědnost za finální podobu a schválení počátečních minimálních požadavků na údržbu daného letounu. Skupina je složena ze zástupců provozovatelů letadel, výrobců letadel a příslušných úřadů. Zástupci úřadu obvykle zastávají funkce předsedy.

Industry Steering Committee (ISC)

Skupina **ISC** stanovuje počáteční cíle údržby a jejich periodicitu. Dále řídí činnost jednotlivých pracovních skupin (**MWGs**), připravuje závěrečné doporučení pro skupinu **MRB**. Skupina je složena ze zástupců výrobce motorů, draku a vybraných zástupců provozovatelů letounu.

Maintenance Working Groups (MWGs)

Cílem pracovních skupin je aplikovat logiku **MSG-3** při návrhu údržby a stanovení intervalů a periodicity údržby pro konkrétní typ letadla. V těchto skupinách jsou obvykle odborníci na údržbu ze strany výrobce, úřadů a vybraných provozovatelů letadel.

Při aplikaci logiky **MSG-3** se utváří 4 pracovní skupiny (Obr. 5-9)[3]:

- Systémy a pohonné jednotky (Aircraft Systems/ Powerplant Analysis Procedure)
- Konstrukce letadel (Aircraft Structural Analysis Procedure)
- Zonální analýza (Zonal Analysis Procedure)
- Ohrožení Blesky a vysokofrekvenčními poli (Lighting/ High Intensity Radiated Field (L/ HIRF))

Systémy a pohonné jednotky

Účelem programu údržby Systémů a pohonné jednotky je určení kontrol a stanovení periodicity údržby typických palubních systémů, tj. soustava řízení, pneumatický/ hydraulický systémy, avionika, zdroje a rozvod el. energie, pohonných systémů atd.

Konstrukce letadel

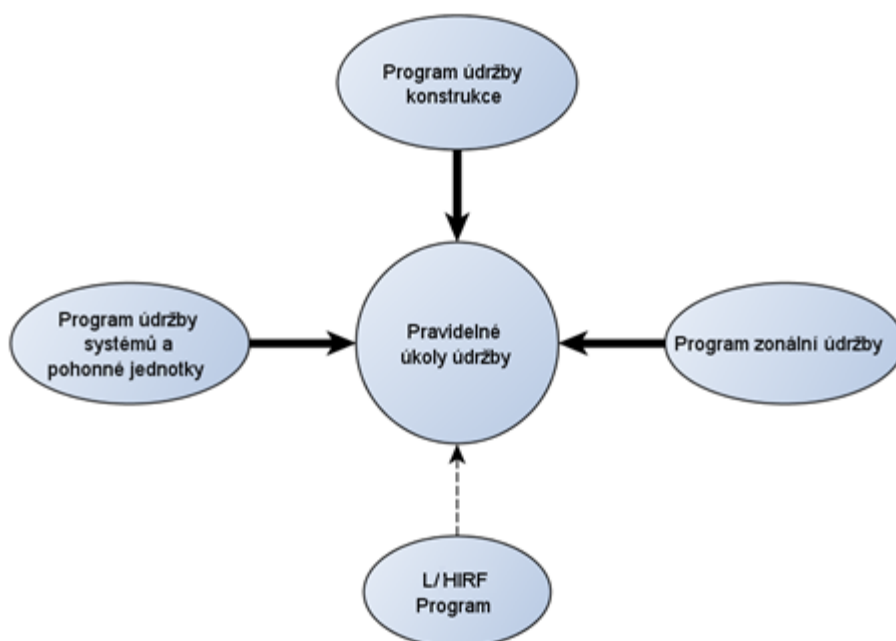
Účelem inspekčního programu konstrukcí letadel, je určení úkolů pro včasnou detekci a opravu strukturálních poškození v průběhu provozu letounu. Detekce koroze, únavových poškození, nebo drobných náhodných poškození jsou prováděny vizuálními nebo speciálními (**NDT**) metodami.

Zonální analýza

Účelem zonální analýzy je posoudit stav všech systémů, konstrukčních částí obsažených v analyzované zóně prostředky vymezenými úkoly zonální inspekce. Úkoly zonální inspekce zahrnují např. vizuální kontroly elektrického vedení, hydraulických hadic, kontrolu spojů, a konstrukcí atd., které jsou obsaženy v dané zóně.

Lighting/ High Intensity Radiated Field

Účelem údržby **L/ HIRF** je včasná detekce degradace a oprava prostředků ochrany proti **L/ HIRF**. Úkony údržby **L/ HIRF** jsou ve většině případů pokryty úkony zonální údržby. Zvláštní analýza údržby **L/ HIRF** se provádí pouze v případech, ve kterých není možné pomocí zonální údržby odhalit všechny možné degradace prostředků ochrany proti **L/ HIRF**.



Obr. 5-9 Pracovní skupiny podílející se na sestavení plánu údržby

5.4 Program údržby provozovatelů letadel

Provozovatelé uplatňují programy údržby nejen kvůli dodržení předepsaných předpisů, splnění požadavků úřadů, ale hlavně z důvodu maximalizace provozuschopnosti jednotlivých letounů a minimalizaci nákladů na letadla a vybavení.

V předpisu FAR Part 21 [68] jsou od výrobců letadel vyžadovány pokyny pro pokračující provoz letadel. Tento předpis je pak doplněn předpisem FAR Part 121 [69] obsahující požadavky na údržbu a prohlídky letadel.

Tyto pokyny se zpracovávají do programů údržby výrobcí letadel, mohou být dále rozvíjeny provozovateli letadel. Výsledné programy letadel poté schvalují úřady, případně dodavatelé systémů a zařízení. Programy údržby se skládají z následujících částí:

- Prohlídky letadel
- Plánovaná údržba
- Neplánovaná údržba
- Oprava a generální prohlídky motorů, vrtulí a ostatních zařízení
- Program prohlídek a oprav konstrukce draku
- Manuál údržby
- Nutné nástroje a zařízení pro údržbu

5.4.1 Implementace programu údržby

Po stanovení programu údržby a intervalů údržby pro jednotlivé **SSI** prvky, je nutné rozpracovat plán údržby letounu. Jednotlivé kroky údržby se **slučují** do celků pro minimalizaci časových prostojů. Obvykle se systémy a části konstrukce s podobnými intervaly údržby rozdělí do několika skupin, z nichž každá skupina má vlastní interval. U komerčních dopravních letadel se tyto intervaly pohybují od předletové prohlídky až po kontroly ve specializovaných střediscích nebo výrobce letounu prováděných jednou za několik let.

V letectví se tyto jednotlivé balíky údržby obvykle označují písmeny abecedy. Nejčastěji se používá následujících tři značení (**A-Check**, **C-Check**, **D-Check**) [10].

- **A-Check** – Obecná prohlídka interiéru/ exteriéru letounu. Mohou být otevřena vybraná montážní místa. Interval mezi prohlídkami je obvykle jeden týden až měsíc. Příklady úkolů údržby: Kontrola oleje, výměna/ vyčištění filtrů, provozní kontroly, kontroly tlaků v pneumatikách atd.
- **C-Check** – Prohlídka a údržba prováděna obvykle jednou za 12-24 měsíců v závislosti na typu a způsobu využití letounu. Příklady obvyklých úkolů údržby: Funkční a provozní kontroly jednotlivých systémů letounu, čištění a běžný servis, méně náročné prohlídky a opravy draku letounu a konstrukčních částí systémů.

Pozn.: Obvykle jsou během prohlídky a údržby provedeny i všechny požadované úkony obecné prohlídky **A-Check**.

- **D-Check** – Občas označovaná jako generální oprava, je údržba, ke které obvykle dochází jednou za 3-10 let, v závislosti na typu a způsobu využití letounu. Tyto prohlídky se vyznačují tím, že letoun je obvykle vyřazen z provozu až na několik týdnů. Během této údržby se obvykle odstraňuje vnější nátěr a některé konstrukční části draku. Může dojít k odmontování některých potahových panelů, aby byl dosažen přístup k některým nosným a primárním konstrukčním částem. Jsou kontrolovány všechny strukturálně významné položky. Většina systémů letounu je zkontrolována, opravena případně vyměněna.

Pozn.: Obvykle jsou během prohlídky a údržby provedeny i všechny požadované úkony obecné prohlídky **A-Check** a **C-Check**.

V dnešní době je mnoho metod, jak jednotlivé úkoly údržby přiřadit do jednotlivých balíků údržby mezi nejčastější patří [23]:

- **Blokový program (Block check)** – Letadlo je při tomto programu rozděleno na zóny, pro které jsou vytvořeny jednotlivé balíky údržby (**A-Check**, **C-Check**, **D-Check**). Jednotlivé balíky údržby se následně opakují v daných intervalech. Blokový program se

provádí hlavně u tradičních metod údržby. Výhodou je snadné plánování údržby, jelikož vznikne relativně malé množství balíků údržby, které se pravidelně opakují. Hlavní nevýhodou jsou relativně dlouhé prostoje letounu.

- **Segmentové a Fázové programy (Phased Check)** – Bloky údržby rozdělujeme na menší balíčky údržby, které jsou prováděny častěji např. **C-Check** po 6000 h, je rozdělen do 6 menších částí prováděných jednou za 1000 h. Případně jsou tyto balíčky přiřazeny do nižších stupňů kontrol např. **A-Check**, cílem je rovnoměrně rozložit časovou náročnost údržby a snížit prostoje letadel podobně jak u permanentní údržby.
- **Pokračující programy prohlídek (Continuous maintenance visits)** – Kontroly jsou přiřazeny jednotlivým balíkům údržby s předepsaným intervalem zahájení a opakování. Např. Kontrola závěsu se provádí od druhé prohlídky **úrovně C** s opakováním každou třetí prohlídku **úrovně C**. Často je možné se setkat se zápisem: Práh údržby- **2C**; Interval – **3C**.

Typický program údržby pro komerční letoun může vypadat podobně jak je uvedeno v Tab. 3.

Program údržby		
Interval prohlídky	Prováděné úkony údržby	Délka prostojů letounu
Před každým letem	Obchůzka letounu – vizuální kontrola exteriéru letounu včetně motoru/ů na poškození a únik provozních tekutin. Kontrola stavu podvozku.	Žádná
Každých 45 letových hodin	Specifické kontroly – Stav olej, hydraulického systému atd. Specifické úkony pro daný typ letounu.	Noční servis (obvykle do 12 h)
Každých 150-400 letových hodin	A-Check – Prohlídka interiéru a exteriéru letadla včetně motoru, běžná údržba systémů jako je zapalování, klimatizace, očištění přístrojového vybavení v kabině atd.	Noční servis (obvykle do 12 h)
Každých 400-900 letových hodin	B-Check – Motorové zkoušky, zkoušky řízení letounu atd. Specifické úkony pro daný typ letounu.	Noční servis (obvykle do 12 h)
Každých 12-24 měsíců	C-Check – Detailní prohlídka a údržba motorů, prohlídka vybraných konstrukčních celků. Funkční a provozní testy systémů	3-5 dní
Každé 2 roky	Re-aplikace anti-korozivních nátěrů.	Až 30 dní
Každé 3-10 let	D-Check – Podrobná prohlídka a údržba konstrukce, zaměřená na únavové a korozivní poškození. Kontrola, oprava nebo výměna většiny systému.	Až 30 dní

Tab. 3 Příklad typického programu údržby komerčního letounu

6. Předpisová báze

Předložená práce se zabývá údržbou prováděnou na letounech navrhovaných dle předpisu EASA CS-23, FAR Part 23. V dnešní době je u letounů této kategorie obvykle aplikována filozofie přístupu k únavě SAFE-LIFE, údržba je následně prováděna v pevně stanovených intervalech. Z toho důvodu pro aplikaci moderních přístupů k údržbě je vhodné zahrnout, při vytváření certifikační a předpisové báze, vybrané relevantní body předpisů z vyšších předpisů určených pro velká dopravní letadla kategorie CS-25, FAR Part 25.

Plán prohlídek navržený dle **MSG-3** by měl být schvalován dle **MRB** (viz podkapitola 5.3.2). Následuje seznam dokumentů a předpisů, podle kterých je možné provádět návrh plánů údržby.

Pozn.: Některé dokumenty mohou být pro konkrétní letadla vynechána nebo nahrazena jinými např. není nutné použít dokumenty, které se týkají údržby kompozitních materiálů u celokovového letounu.

Základní dokumenty:

EASA CS-23 Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes – Předpisy a specifikace pro letouny způsobilost pro letouny kategorie NORMAL, UTILITY, ACROBATIC a COMMUTER. [22]

FAR Part 23 Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, And Commuter Category Airplanes – Předpisy a specifikace pro letovou způsobilost kategorie NORMAL, UTILITY, ACROBATIC a COMMUTER. Předpis obsahuje i základní konstrukční požadavky z hlediska přístupů pro údržbu (Sec.23.1529, Appendix G). [37]

EASA CS-25 Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes – Předpisy a specifikace pro dopravní letouny. [73]

FAR Part 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes – Předpisy a specifikace pro dopravní letouny. Předpis definuje některé části s přímou návazností na **MSG-3**, například SSI, a PSE prvky (14 CFR § 25.571) [46]

FAR Part 43 Maintenance, Preventive Maintenance, Rebuilding, And Alteration – Popis a požadavky na provádění údržby, preventivních oprav, prohlídek, přestavby a změn. [38]

FAR Part 91 General Operating And Flight Rules – Základní provozní a letové předpisy. Požadavky z hlediska základních period údržby a použití progresivních metod údržby. [39]

ATA MSG-3 Operator/ Manufacturer Scheduled Maintenance Development – Postupy pro vytváření plánů údržby zaměřených na bezporuchovost. [3]

Doplňující dokumenty:

FAR Part 135 – Operating Requirements: Comuter and On-Demand Operations and Rules Governing Persons – Předpisy pro kategorii letadel General Aviation (CS-23 -Commuter). [40]

AC 121-22C- Maintenance Review Boards, Maintenance Type Boards, and OEM/TCH Recommended Maintenance Procedures – Poradní oběžník, stanovující základní zásady pro vývoj a revidování minimálních úkolů pro údržbu/ prohlídky stávajících nebo nově certifikovaných letadel a motorů. Včetně postupů pro stanovení minimálních doporučených úkolů údržby výrobců letadel, a držitelů typových certifikátů. [21]

AC 25-19A- Certification Maintenance Requirements – Poradní oběžník vztažen k předpisu FAR Part 25. Může mít informativní charakter, při stanovení úlohy výrobce letounu, úřadu a provozovatele letadel v návrhu údržby dle **MSG-3**. [41]

AC 20-107B - Composite Aircraft Structure – Poradní oběžník stanovující přijatelné, ne však jediné prostředky k prokázání shody s ustanoveními v hlavě 14 (14 CFR) předpisu FAR 23,25,27 a 29, týkající se požadavků letové způsobilosti pro vydávání typového osvědčení kompozitních leteckých konstrukcí. [42]

AC 23-1309-1, System Safety Analysis and Assessment for Part 23 Airplanes – Poradní oběžník stanovující přijatelné, ne však jediné prostředky k prokázání shody s ustanoveními v hlavě 14 (14 CFR) předpisu FAR 23,25,27 a 29, týkající se požadavků letové způsobilosti pro vydávání typového osvědčení kompozitních leteckých konstrukcí. [43]

CAP 562 Civil Aircraft Airworthiness Information and Procedures (Design authorities) – Poskytuje obecné informace různých aspektech během výroby, oprav, údržby a provozu civilních letadel. [44]

CAP 747 Mandatory requirements for Airworthiness – Poskytuje jediný zdroj informací pro zachování letové způsobilosti vydaných CAA. [45]

7. Metodika pro vytvoření plánů údržby konstrukce draku.

Tato část obsahuje postupy pro vytvoření plánu pravidelných úkolů údržby konstrukce letounu. Postupy uvedené v této kapitole jsou z větší části převzaty přímo z **MSG-3** [3]. Postupy jsou navrženy tak, aby pravidelné úkoly údržby byly ve vztahu k důsledkům nedetekovaného strukturálního poškození konstrukce. Každá strukturální položka je posuzována z hlediska svého významu pro zachování letové způsobilosti, náchylnosti k jakékoli formě poškození a stupně obtížnosti odhalení poškození. Stanovení a vyhodnocení těchto hledisek má zajistit účinnost pravidelné údržby konstrukce při odhalování a prevenci strukturální degradace v důsledku únavy, vlivu prostředí nebo náhodného poškození po dobu provozního života letadla. Tyto úkoly údržby jsou vyvíjeny, jako součást plánu údržby konstrukce. Dále slouží, jako podklad pro typovou certifikaci letounu a požadavky procesu **MRB**.

Povinné intervaly výměn u **SAFE-LIFE** konstrukcí jsou zahrnuty v dokumentu Omezení letové způsobilosti (Airworthiness Limitation) v části „Pokyny pro zachování letové způsobilosti“ (Instructions for Continued Airworthiness). Do požadavků zachování letové způsobilosti mohou být zahrnuty i některé položky vyžadující inspekce související s únavou nebo úkoly Programu prevence a řízení koroze (Corrosion Prevention and Control Program; **CPCP**).

Požadavky pro odhalování náhodného poškození (**AD**), vlivu prostředí (**ED**), únavového poškození (**FD**) a postupy pro prevenci a kontrolu koroze tvoří základ pro **MRB** údržbu konstrukce. Nicméně všechny požadavky **FD** inspekce nemusí být k dispozici v době, kdy letadlo vstupuje do provozu. V takových případech musí výrobce navrhnout před vstupem letadla do provozu vhodný časový rámec pro dokončení požadavků **FD** inspekce.

Je-li to třeba, musí být vypracovány postupy pro jakýkoliv nový materiál (např. nové kompozitní materiály).

7.1 Definice konstrukce letadla

Konstrukce letadla se skládá z různých nosných prvků, tj. křídel, trupu, ocasních ploch, motorového lože, přistávacího zařízení, ovládacích ploch a jejich závěsů. Ovládání přistávacího zařízení, ovládacích ploch, dveří atd. budou řešeny jako součásti systémů, a budou analyzovány podle postupů určených pro analýzu systémů. Závěsy hydraulických válců na draku a veškeré spoje konstrukcí (nezáleží na tom, zda je spojena konstrukce draku s konstrukcí systému) jsou považovány za části konstrukce. Jelikož analýza pro konstrukce nemusí poskytnout všechny vhodné úkoly údržby pro tyto spoje, je možné informace o údržbě sdílet a koordinovat s údržbou systémů.

Významné a ostatní konstrukce (Significant and Other Structure)

Konstrukce může být rozdělena na části dle důsledků jejich porušení na bezpečnost letadla:

- a.) **Structural Significant Item (SSI)** je jakákoliv část nebo sestava, která je významná z hlediska přenosu zatížení letového, pozemního, tlakového nebo zatížení od řízení, a jejichž selhání by mohlo mít vliv na strukturální integritu nezbytnou pro bezpečnost letadla.

Pozn.: 1.) **SSI** nesmí být zaměněno za **Principal Structural Elements (PSE)** (14CFR § 25.571); avšak všechny **PSE** musí být popsány pomocí **SSI**.

Pozn.: 2.) Hlavní kritéria pro výběr **SSI** [29]:

- Části přenášející významné silové toky
- Části namáhané vysokým nominálním napětím
- Části podrobené vysokofrekvenčnímu namáhání
- Části s koncentratory napětí
- Části s rychlým šířením trhliny
- Oblasti náchylné k náhodnému poškození
- Oblasti, které se ukázaly být kritické při únavových zkouškách
- Sekundární konstrukce, které mohou být v důsledku šířící se poruchy v primární konstrukci přetíženy.

Pozn.: 3.) Jelikož je **MSG-3** určeno primárně pro dopravní letadla kategorie CS-25, je uvažováno, že daná letadla jsou vybavena přetlakovým trupem, proto jsou obvykle veškeré konstrukční prvky trupu uvažovány jako **SSI**. U letadel kategorie CS-23, je dnes stále převládající počet letadel bez přetlakového trupu, proto je nutné dané prvky analyzovat na základě důsledku selhání daného prvku v případě poruchy a posléze zařadit jako **SSI** nebo **Other Structure**.

- b.) **Other Structure** není považována za **SSI**, ale je určena externími a interními hranicemi zón.

7.2 Plánovaná údržba konstrukce

Hlavním cílem plánované údržby konstrukce je zachování letové způsobilosti v celém provozním životě letadla s ohledem na ekonomické ukazatele. K dosažení tohoto cíle musí prohlídky splňovat požadavky detekce pro všechna uvažovaná poškození (**AD**, **ED** a **FD**). Pro hodnocení uvažovaných poškození lze brát všechny použitelné druhy inspekce, které jsou využívány při údržbě flotily letadel.

Inspekce, které se vztahují k detekci **AD/ ED**, jsou použitelné na všech letadlech, jakmile první letoun vstoupí do aktivního provozu. Změny nebo úpravy mohou být prováděny podle individuálních zkušeností po schválení místním úřadem.

Další údržbářské úkoly (ve spojení s **ED** pro kovy) pro kontrolu koroze na První úrovni (LEVEL 1) nebo lepší jsou použitelné v mezích, které jsou stanoveny v průběhu procesu certifikace typu letadla. Ty jsou založeny na zkušenostech výrobce a provozovatele s podobnou konstrukcí letadla, přičemž je třeba vzít v úvahu rozdíly v příslušných konstrukčních prvcích, např. volbě materiálu, montáži, systému ochrany proti korozi, návrhu doplňků letounu (kuchyňky, WC atd.)

Nekovová konstrukce náchylná k poškození a/nebo degradaci (např. rozlepení a delaminaci), je klasifikována jako **SSI**, a vyžaduje kontroly, pro zajištění dostatečné únosnosti po celou dobu provozní životnosti. Náchylnost k dlouhodobé degradaci je posuzována s ohledem na provozní prostředí. Oblasti konstrukce, jako závěsy, spoje s kovovými částmi a oblastí vysokého napětí jsou navrženy jako pravděpodobní kandidáti prohlídek.

Kontroly týkající se **FD** detekce kovů jsou aplikované po určitých prahových hodnotách, které jsou stanoveny při typové certifikaci letadla. V době, kdy se provádějí kontroly související s únavou, může být použito „samplerování“, jestliže je efektivní a účinné.

Inspekce vztahující se k **FD**-detekci nekovových částí nejsou požadovány, pokud je jejich návrh založen na "no-damage growth" konstrukční koncepci a doložen testováním.

Pokud neexistují provozní zkušenosti s podobnou konstrukcí a požadavky na údržbu, tak údržba musí být založena na doporučeních výrobce.

Navrhovaný počáteční plán údržby, aby mohl být použit jako základ pro údržbu konstrukce, musí být stanoven pro každý typ letadla **ISC** na základě:

- a.) Zkušeností provozovatele
- b.) Návrhu výrobce
- c.) Uvážení požadavků systémové analýzy

7.3 Úkoly údržby konstrukce

V rámci údržby konstrukce draku letounu jsou vybírány jen úkoly údržby, které jsou použitelné a účinné s ohledem na degradační procesy každého prvku **SSI**. **MSG-3** rozděluje základní inspekční prohlídky do následujících kategorií:

- **General Visual Inspection (GVI)** (Obecná vizuální prohlídka)
Vizuální prohlídka vnitřních a vnějších oblastí konstrukcí nebo instalací sloužící k odhalení poškození, poruch a vad (včetně výrobních). Prohlídky jsou prováděny z „dotykové“ vzdálenosti od konstrukce, jestliže není stanoveno jinak. Může být nutné použití zrcátek k zajištění vizuálního přístupu ke všem exponovaným místům kontrolované oblasti. Prohlídka je prováděna za normálních světelných podmínek, jako jsou denní světlo, stropní osvětlení v hangáru, světlo ze svítlen atd. Může být požadováno otevření montážních panelů, krytek nebo dveří. Použití žebříku nebo plošiny může být nezbytné pro zajištění přístupu ke kontrolované oblasti.
- **Detailed Inspection (DET)** (Podrobná vizuální prohlídka)
Intenzivní prohlídka konkrétních dílů a částí konstrukce k odhalení poškození, poruch a odchylek. Běžné zdroje světla je vhodné doplnit o zdroj intenzivního světla. Může být vyžadováno použití pomůcek, jako jsou zrcátka, zvětšovací lupy atd. Může být vyžadováno očištění exponovaných ploch a zajištění dobrého přístupu.
- **Special Detailed Inspection (SDI)** (Speciální detailní inspekce)
Intenzivní prohlídka nebo zkouška konkrétních dílů a částí konstrukce k odhalení poškození, poruch a výrobních odchylek. Je použito speciálních technik (**NDT**) a zařízení pro provedení zkoušky nebo prohlídky. Může být požadováno dokonalé očištění exponovaných ploch, dobrý přístup nebo demontáž daných částí konstrukce.

Nově vznikající technologie a metody, jako Structure Health Monitoring (**SHM**) mohou být použity, jako alternativa sledování nebo zjištění náhodného poškození (**AD**), poškození od prostředí (**ED**) nebo únavového poškození (**FD**), v případě, že se prokáže použitelnost a efektivnost dané metody.

Pozn.: MSG-3 Revize 2011.1 nemá do logiky vývoje plánů údržby zařazenou volbu **SHM**, a proto zatím zohledňuje pouze „Scheduled SHM“ (**S-SHM**) (Čtení ze systému **SHM** je odečítáno v pevně daných intervalech), který je zařazen jako Maintenance Task (úkol údržby). Možnost zakomponování **SHM** přímo do logiky **MSG-3** je řešeno později v této kapitole.

7.4 Počáteční prahy inspekčních prohlídek

Počáteční práh prohlídek nebo inspekce pro každý prvek **SSI** je závislý na zdroji poškození:

- **Accidental Damage (AD)** (náhodné poškození)
První inspekční prohlídka (práh) obvykle odpovídá době, která je definována pro plánovanou opakující se prohlídku, začínající dobou uvedení letadla do provozu.

- **Environmental Deterioration (ED)** (poškození od prostředí)
Počáteční inspekční prohlídka (práh) pro všechny úrovně inspekce je založena na provozních zkušenostech, doporučeních výrobce nebo konzervativním výzkumu procesu stárnutí.
- **Fatigue Damage (FD)** (únavové poškození)
Kontroly přímo souvisí s možností detekce únavového poškození, kde je vyžadován minimální počet kontrol se stanovenou pravděpodobností detekce poruchy, mezi detekovatelnou a kritickou velikostí poškození. Tyto prahy musí být stanoveny výrobcem a schváleny příslušným úřadem. Tyto prahové hodnoty jsou obvykle stanoveny jako součást požadavků při certifikaci „DAMAGE TOLERANCE“ konstrukcí. Prahy mohou být upravovány na základě provozních údajů, dodatečných zkoušek nebo analýz.

7.5 Opakující se inspekční intervaly

Jedná se o dobu do následující prohlídky po každé provedené inspekční kontrole:

- **Accidental Damage (AD)** (náhodné poškození)
Interval může být založen na zkušenostech provozovatele a výrobce s podobnou konstrukcí. Vybrané intervaly obvykle odpovídají jedné nebo více úrovním plánované údržby.
- **Environmental Deterioration (ED)** (poškození od prostředí)
Intervaly pro detekci/ prevenci a kontrolu poškození od prostředí (koroze, koroze pod napětím, delaminace atd.) by měly být založeny na existujících zkušenostech a/nebo doporučeních výrobce.
- **Fatigue Damage (FD)** (únavové poškození)
Intervaly opakování prohlídek únavového poškození jsou založeny na hodnocení přípustného poškození. Ty jsou poté použity k prokázání, že prohlídky umožňují detekovat únavové poškození s dostatečnou pravděpodobností pro každý SSI.

7.6 Namátkové kontroly únavového poškození

Letadla s větším náletem (počtem letových cyklů) jsou nejvíce náchylné k inicializaci únavového poškození. To znamená, že odpovídající prohlídky těchto letadel budou poskytovat největší přínos včasného zjištění únavového poškození. Namátkové kontroly jsou vyvinuty na základě vhodných proměnných:

- Počet prohlédnutých letadel
- Použité inspekční metody a jejich intervaly
- Počet letových cyklů

Seznam **SSI** prvků, které jsou vhodné pro namátkové kontroly na únavu, stanoví skupina **SWG** (Structures Working Group), dále je seznam předložen skupině **ISC** (Industry Steering Committee) ke schválení a zařazení do **MRB**. Úplné informace o namátkových kontrolách stanoví společně provozovatel/ výrobce, na základě technických hodnocení a zkušeností výrobce letounu ještě před překročením prahových hodnot pro únavové poškození.

7.7 Programy prevence a kontroly (Corrosion Prevention and Control Programs, CPCP)

Program prevence a kontroly koroze je stanoven pro zachování odolnosti letadla vůči korozi, která je výsledkem systematického poškozování prostřednictvím chemické interakce a/nebo interakcí s okolním prostředím.

Očekává se, že program dovolí šíření koroze maximálně na úroveň „**Corrosion Level 1**“. Program je založen na analýzách poškození **ED** za předpokladu, že letadlo je provozováno v typickém prostředí. V případě zjištění, že koroze v daném inspekčním intervalu překročí úroveň **Level 1**, musí být **CPCP** program přezkoumán pro danou oblast, a provozovatel musí zajistit, že úroveň koroze bude nejvýše **Level 1**.

Pozn.: Hodnocení koroze dle programu **CPCP** [47]

- **Corrosion Level 1**
Korozivní poškození, které nevyžaduje posílení konstrukce nebo výměnu dílu. Koroze, vyskytující se mezi po sobě jdoucími intervaly údržby (program **CPCP**) překračující povolený limit, ale jen za předpokladu, že se jedná o korozi lokální a lze ji přičíst náhodné události, a ne typickému použití provozovatele.
- **Corrosion Level 2**
Koroze, vyskytující se mezi dvěma po sobě jdoucími intervaly údržby (program **CPCP**) překračující povolený limit, kdy je požadována oprava, zesílení nebo úplná či částečná výměna daného dílu. Koroze je přičítána typickému použití letounu provozovatele.
- **Corrosion Level 3**
Koroze, vyskytující se během první nebo následující prohlídky programu **CPCP**, koroze je provozovatelem vyhodnocena, jako kritická pro zachování letové způsobilosti.

7.7.1 Hodnocení vlivu prostředí na kovové materiály (MSG-3)

Systém hodnocení vlivu prostředí na kovové materiály by měl umožnit včasné odhalení koroze včetně koroze pod napětím.

Náchylnost na vznik koroze je hodnocena, na základě pravděpodobného vystavení nepříznivým podmínkám a použití vhodného protikorozního systému.

Např.:

- a.) Expozice vlivu prostředí, jako jsou kondenzace vlhkosti v kabině, vlhkosti v kuchyňce nebo na toaletě, použití čisticích roztoků, únik provozních kapalin atp.
- b.) Kontakt mezi rozdílnými materiály (možný vznik galvanické koroze)
- c.) Porušení protikorozního systému, například degradace ochranného nátěru, základní barvy, tmelu, poškození plátování hliníku, izolace proti vlhkosti atd.

Pro hodnocení koroze pod napětím se využívají materiálové charakteristiky a pravděpodobnost vzniku trvalého tahového napětí.

7.7.2 Rozšíření hodnocení vlivu prostředí na kovové materiály

Hodnocení vlivu prostředí je v **MSG-3** řešeno jen obecně a stručně, proto je v této podkapitole vypracováno rozšíření, které má za úkol doplnit podkapitolu 7.7.1 o možný přístup k řešení hodnocení vlivu prostředí.

Poškození od prostředí, zvláště potom koroze je přirozený proces, který je ovlivňován různými faktory prostředí, které v podstatě není možné předvídat po celou dobu životnosti. Je proto doporučeno zvolit konzervativní přístup k hodnocení environmentálního poškození. V letectví momentálně neexistuje jednotný předpis či postup k úpravám údržbových/ inspekčních plánů na základě poškození od prostředí. Avšak je možné použít doporučení uvedené v poradním oběžníku FAA AC 43-4a [48].

Korozivita prostředí.

Hodnocení korozivity prostředí je v leteckém průmyslu poměrně komplikované, vzhledem k tomu, že letadlo není statický objekt. Lze předpokládat, že během svého života je ovlivněn hned několika různými druhy korozivního prostředí. Z toho důvodu je nutné zvážit, v jakém prostředí bude letadlo převážně létat, podle toho případně zařadit speciální prohlídky zaměřené na odhalení korozivního poškození. Pro základní hodnocení korozivního prostředí lze vycházet z normy **ISO 9223** „Koroze kovů a slitin – Korozní agresivita atmosfér – Klasifikace, stanovení a odhad“ [49], ve které je korozivní prostředí rozděleno do pěti kategorií. Porovnáním klasifikace z normy **ISO 9223** je stanovena klasifikace korozivity prostředí, která

koresponduje s mapovými podklady v FAA AC 43-4a. Výsledná klasifikace korozivity prostředí je uvedena v Tab. 4. V Příloze 2 jsou uvedeny mapy korozivity prostřední převzaté z poradního oběžníku AC-43-4a.

Korozivita prostředí (Enviromentální poškození)			
Kategorie	Úroveň koroze	Úroveň koroze AC 43-4A	Popis
C1	Velmi nízká	Mírná	Uzavřené prostory: Řízené prostředím s velmi nízkou pravděpodobností kondenzace tekutin. Otevřené prostory: Suché nebo velmi chladné prostředí (pouště, arktické oblasti) s nízkým znečištěním.
C2	Nízká	Mírná	Uzavřené prostory: Prostory s mírně proměnnou teplotou a relativní vlhkostí. Předpokládá se nízká úroveň kondenzace. Otevřené prostory: Oblasti s mírnou atmosférou, mimo přímořské oblasti s nízkým znečištěním ($\text{SO}_2 < 5\mu\text{g}/\text{m}^3$).
C3	Střední	Průměrná	Uzavřené prostory: Prostory s často proměnnou teplotou a vlhkostí, se střední úrovní kondenzace tekutin. Otevřené prostory: Oblasti s mírnou atmosférou se středním znečištěním ($\text{SO}_2 5\mu\text{g}/\text{m}^3$ až $30\mu\text{g}/\text{m}^3$) nebo subtropické a tropické oblasti s nízkým znečištěním ovzduší.
C4	Vysoká	Průměrná	Uzavřené prostory: Prostory s vysokou frekvencí proměny teploty a relativní vlhkosti s častou kondenzací tekutin. Otevřené prostory: Mírné oblasti s vysokým znečištěním ($\text{SO}_2 30\mu\text{g}/\text{m}^3$ až $90\mu\text{g}/\text{m}^3$) nebo přímořské oblasti. Subtropické a tropické oblasti se středním znečištěním.
C5	Velmi vysoká	Vysoká	Uzavřené prostory: Prostory s velmi vysokou frekvencí změny teploty a relativní vlhkosti s trvalou kondenzací tekutin. Otevřené prostory: Mírné prostředí s velmi vysokým znečištěním ovzduší ($\text{SO}_2 > 90\mu\text{g}/\text{m}^3$). Subtropické a tropické oblasti s vysokým až velmi vysokým znečištěním. V případech, kdy se předpokládá přímý kontakt se slanou vodou (např. Hydroplány)

Tab. 4 Korozivita prostředí dle ISO 9223 a AC 43-A4

Kontakt mezi rozdílnými materiály.

Některé kovy jsou vystaveny korozi v případě v kontaktu s jiným kovem, při kterém kontaktem „holých“ částí kovové konstrukce dochází za přítomnosti vlhkosti k elektrolytické reakci, která má za následek oxidaci jednoho nebo obou kovů. V případě přítomnosti solné vlhkosti dochází k urychlení oxidace. Tento druh koroze se někdy nazývá galvanická nebo elektrolytická koroze. V Tab. 5 je uveden základní přehled kombinací kovových materiálů, které vyžadují ochranu proti galvanické korozi. Ochrana může být tvořena hliníkovými pásky, podložkami, mazivy nebo tmely v závislosti kovech použitých na konstrukci.

	Hliník	Vápník	Zinek	Uhlíková ocel	Olovo	Cínování	Měď	Nikl	Titan	Chrom	Korozivzdorné oceli	Hořčík
Hliník	✓	✓	✓	X	X	X	X	X	X	X	X	X
Vápník	✓	✓	✓	X	X	X	X	X	X	X	X	X
Zinek	✓	✓	✓	X	X	X	X	X	X	X	X	X
Uhlíková ocel	X	X	X	✓	✓	✓	X	X	X	X	X	X
Olovo	X	X	X	✓	✓	✓	X	X	X	X	X	X
Cínování	X	X	X	✓	✓	✓	X	X	X	X	X	X
Měď	X	X	X	X	X	X	✓	✓	✓	✓	✓	X
Nikl	X	X	X	X	X	X	✓	✓	✓	✓	✓	X
Titan	X	X	X	X	X	X	✓	✓	✓	✓	✓	X
Chrom	X	X	X	X	X	X	✓	✓	✓	✓	✓	X
Korozivzdorná ocel	X	X	X	X	X	X	✓	✓	✓	✓	✓	X
Hořčík	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	✓

✓ - Kombinace s přirozenou odolností proti galvanické korozi

X – Kombinace náchylné na galvanickou korozi (nutné použít ochranné prostředky)

Tab. 5 Kombinace kovů náchylných ke galvanické korozi

7.7.3 Hodnocení vlivu prostředí na nekovové materiály

Systém hodnocení vlivu prostředí pro nekovy umožňuje včasné odhalení strukturálního poškození nekovových materiálů (např. delaminace, rozlepení). Náchylnost na degradaci materiálových vlastností vlivem prostředí (např. ztráta pevnosti) je hodnocena na základě pravděpodobné expozice nepříznivým podmínkám a použití vhodného ochranného systému.

Např.:

- Aramid Fiber Reinforced Plastic (**AFRP**, také známý jako Kevlar) je citlivý na ultrafialové (UV) záření, vlhkost a další tekutiny, pokud je jim přímo vystaven.
- Glass Fiber Reinforced Plastic (**GFRP**), může degradovat při dlouhodobém vystavení UV záření, ale obecně je jeho náchylnost na degradaci vlivem prostředí nízká.
- Carbon Fiber Reinforced Plastic (**CFRP**), má nízkou náchylnost na degradaci od prostředí.

Náchylnost k delaminaci či rozlepení je hodnocena na základě použitého materiálu, vnitřní struktury (voština, plný laminát atd.) a použitého ochranného systému, z hlediska pravděpodobnosti **AD** a expozice **ED**.

7.8 Program detekce náhodného poškození

Systém hodnocení náhodného poškození by měl zohledňovat následující:

- a.) Náchylnost k drobnému (nepatrnému) poškození na základě četnosti vystavení zdroji či zdrojům poškození a umístění poškození z těchto zdrojů včetně poškození od:
- Pozemního vybavení
 - Zařízení pro manipulaci s nákladem
 - Poškození vyplývající z lidských chyb při výrobě, údržbě a/nebo provozu letounu, které nejsou zahrnuty v jiných zdrojích poškození.
 - Deštěm, krup atd.
 - Úlomků či nečistot na dráze
 - Zásahu bleskem
 - Zachycení vlhkosti a tekutin
- b.) Zbytková pevnost po náhodném poškození se obvykle stanoví na základě pravděpodobného rozsahu poškození v poměru ke kritickému velikosti poškození **SSI**.

Vhodný způsob detekce je založen na relativním růstu poškození a možnostmi přístupu a viditelnosti **SSI** prvku při prohlídkách. Hodnocení by mělo brát v úvahu růst poškození spojené s nechemickou interakcí od prostředí, jako je například delaminace či rozlepení spojený s cyklem zamrznutí/ rozmrznutí zkondenzované vlhkosti.

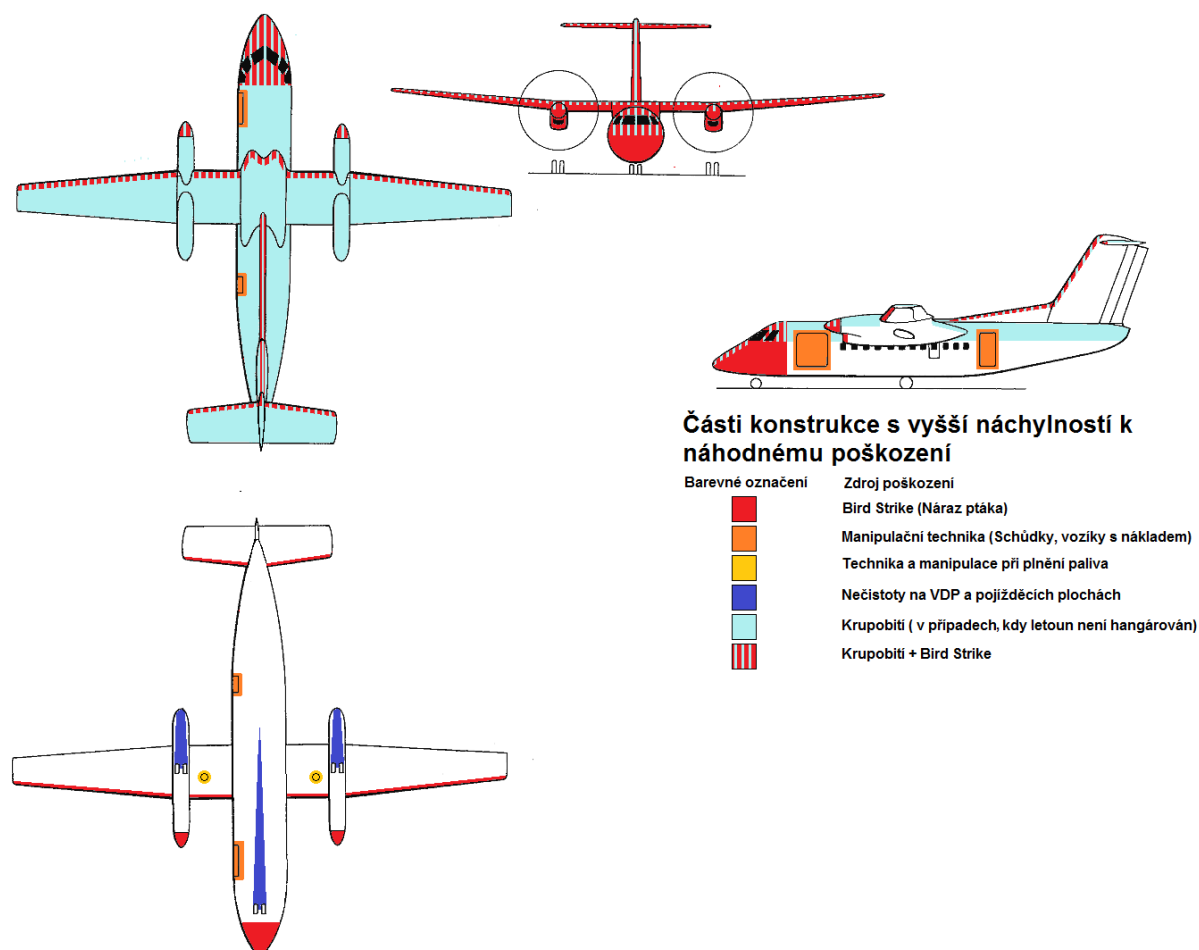
7.8.1 Hodnocení náhodného poškození (rozšíření MSG-3)

Program detekce náhodného poškození je v **MSG-3** řešeno jen obecně a stručně, proto je v této práci vypracováno rozšíření, které má za úkol doplnit podkapitolu 7.8 o možný přístup k řešení hodnocení náhodného poškození.

Náhodné poškození zahrnuje drobná poškození, které mohou iniciovat únavové poškození nebo poškození od prostředí, které se může dále nepozorovaně šířit. V takových případech jsou prohlídky obvykle řešeny v rámci **ED** a **FD** poškození. Výjimkou mohou být náhodná poškození **SAFE LIFE** konstrukcí, kde mohou být aplikovány speciální prohlídky stavu konstrukce s ohledem na náchylnost konstrukce k náhodnému poškození.

V případě větších poškození se předpokládá, že dojde k takovému poškození, které je možné identifikovat bezprostředně po vzniku události způsobující poškození. Tato rozsáhlejší poškození by za běžných podmínek měla být identifikována ihned po svém vzniku už během letu druhotnými projevy (zvukové, nárazy atp.). Jejich rozsah a umístění by měli být odhaleny nejpozději během předletové prohlídky letounu. U částí konstrukce s obtížným přístupem (Ocasní plochy do T atp.) mohou být prováděny speciální prohlídky stavu konstrukce, obvykle během prohlídky **A Check** nebo speciální **S Check** prohlídky.

U většiny těchto poškození lze určit části konstrukce, které jsou na tyto poškození náchylnější např. horní potah křídla bude náchylnější na poškození od krup, než spodní potah křídla atd. Souhrnná mapa náchylnosti konstrukce na určitá náhodná poškození je uvedena na Obr. 7-1 [14, 50].



Obr. 7-1 Části konstrukce s vyšší náchylností k náhodnému poškození

7.9 Program výzkumu stárnutí (Age Exploration Program)

Program výzkumu stárnutí je zaměřený na ověření odolnosti letadla proti korozi, před první kontrolou údržby programu **CPCP**.

Program je vhodný pro zlepšení konkrétních intervalů úkolů údržby pro nekovové prvky **SSI**, dále pro ověření rozsahu strukturálního poškození.

Program výzkumu stárnutí by měla zpracovat skupina **SWG**, následně jej předložit skupině **ISC** ke schválení a zařazení programu do úkolů údržby konstrukce a jejich intervalů.

7.10 Zonální prohlídky

Některé inspekční požadavky prvků **SSI** a většina požadavků pro prvky „Other Structure“ mohou být provedeny jako zónové prohlídky.

Úkoly a intervaly zahrnuté do zonálních prohlídek by měly být založeny na zkušenostech provozovatele a výrobce letadla s podobnými prvky konstrukce. Pro prvky konstrukce obsahující nové materiály a/nebo nové koncepce konstrukce mohou být úkoly a intervaly údržby stanoveny na základě posouzení a doporučení výrobce.

7.11 Výsledky prohlídek

Držitel typového certifikátu (výrobce) a provozovatelé budou implementovat uspokojivý systém pro shromažďování a sdílení informací z provozních zkušeností, plánované údržby konstrukce a intervalů údržby.

Tento proces doplňuje systém, který je vyžadován stávajícími předpisy pro hlášení zpráv o výskytu poruch (např. Service Difficulty Reports).

7.12 Zdroje poškození a inspekční požadavky

V této podkapitole jsou popsány zdroje poškození konstrukcí a inspekční požadavky, které je nutné zvážit při tvorbě údržbového plánu konstrukce.

7.12.1 Zdroje poškození

Zdroje poškození jsou podrobně popsány v podkapitole 3.4

7.12.2 Inspekční požadavky

Inspekční požadavky jsou ve vztahu ke zdroji poškození následovné:

- Náhodné poškození (**AD**), koroze pod napětím a koroze od prostředí, které jsou náhodného charakteru a mohou se objevit kdykoliv během životnosti letadla. V takových případech se inspekční požadavky vztahují na všechna letadla ve flotile po celou dobu jejich životnosti.
- Většina forem koroze je časově závislá, nebo je závislá na použití letadla, pravděpodobnost výskytu koroze, tak roste s věkem flotily. V těchto případech mohou být využity zkušenosti provozovatele s provozem podobných konstrukcí pro vytvoření

vhodných údržbářských zásahů (včetně úkolů **CPCP**) pro kontrolu degradace od prostředí.

- Pro nekovové konstrukce, jakými jsou kompozitní materiály, je nutné vzít v úvahu jejich degradaci při stanovování plánů údržby. Vhodný rozsah a četnost údržby by měl být založen na stávajících provozních zkušenostech a doporučeních výrobce letadla.
- Za normálních podmínek se očekává první detekce trhlin na primární konstrukci draku až po dosažení určitého věku flotily. Poté může být nutné revidovat plánované úkoly údržby konstrukce.
- Pro většinu konstrukcí dopravních letadel platí, že letadla s vyšším počtem nalétaných cyklů jsou významně náchylnější k inicializaci únavových trhlin. Tato letadla jsou vhodnými kandidáty pro náhodné inspekce (samplování) z hlediska únavy, pokud se ukáže, že je samplování použitelné a efektivní.

7.13 Tvorba plánované údržby konstrukce

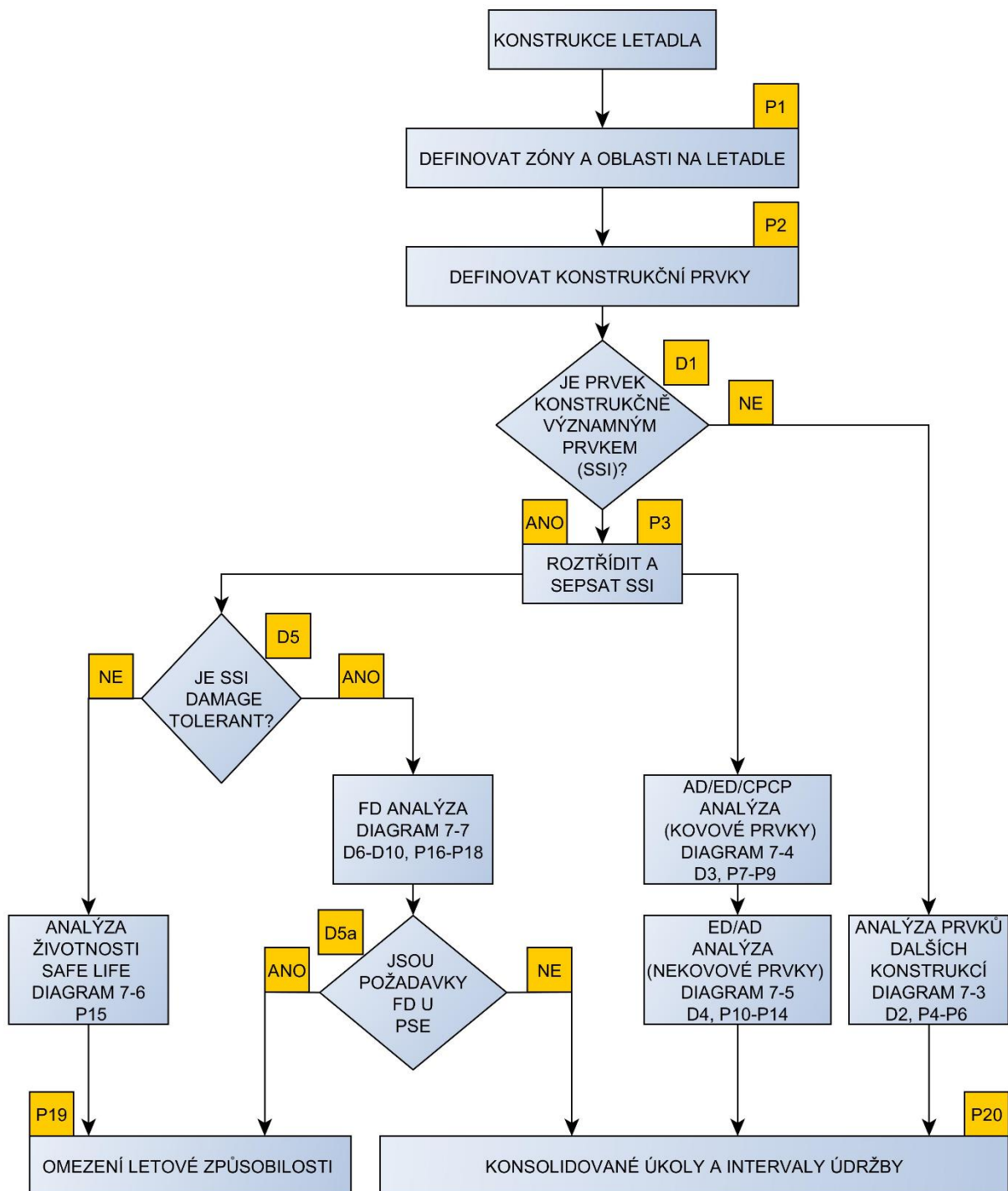
Úkoly plánované údržby konstrukce a jejich intervaly jsou založeny na posouzení informací o konstrukčním řešení, únavové životnosti, zkušenostech s podobnou konstrukcí a výsledcích relevantních zkoušek.

Posouzení konstrukce pro přidělení jednotlivých úkolů údržby by mělo obsahovat:

- a.) **Zdroje poškození konstrukce:**
 - 1.) Náhodné poškození (**AD**)
 - 2.) Poškození od prostředí (**ED**)
 - 3.) Únavové poškození (**FD**)
- b.) **Hodnocení citlivosti konstrukce na jednotlivé druhy poškození**
- c.) **Důsledky strukturálního poškození na zachování letové způsobilosti:**
 - 1.) Důsledky pro letadlo (např. ztráta funkce nebo snížení zbytkové pevnosti).
 - 2.) Důsledky současného únavového poškození více prvků.
 - 3.) Ovlivnění letu nebo letových vlastností způsobené interakcí strukturálního poškození nebo poruchy s ostatními systémy nebo pohonnými jednotkami letadla.
 - 4.) Důsledky ztráty částí konstrukce během letu.
- d.) **Posouzení použitelnosti a účinnosti různých metod prevence, kontroly a detekce strukturálního poškození s uvážením inspekčních prahů a intervalů opakování**

Podrobnosti o jakékoliv aplikaci SHM navržené výrobcem letadla

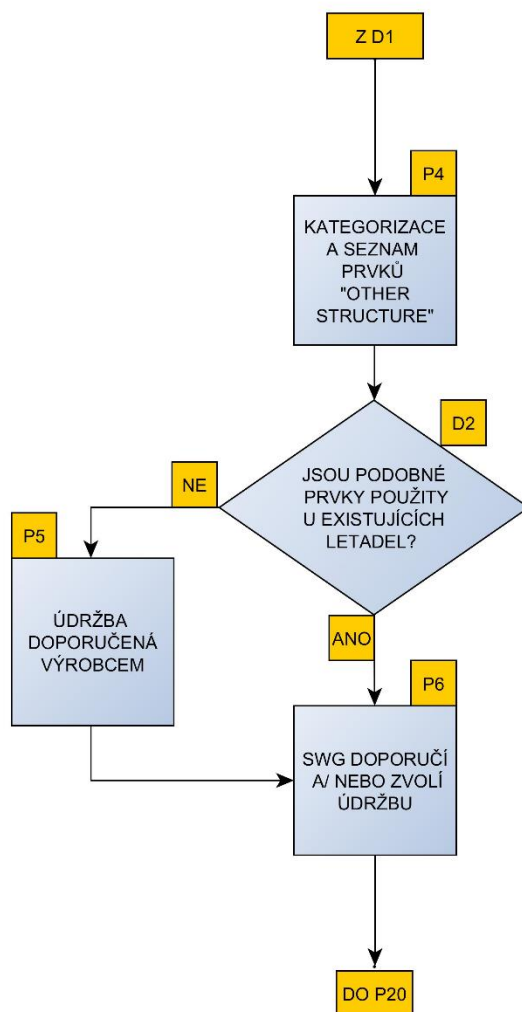
7.13.1 Logický postup MSG-3 pro tvorbu údržbového plánu konstrukcí



Obr. 7-2 Logický diagram údržby konstrukce [3]

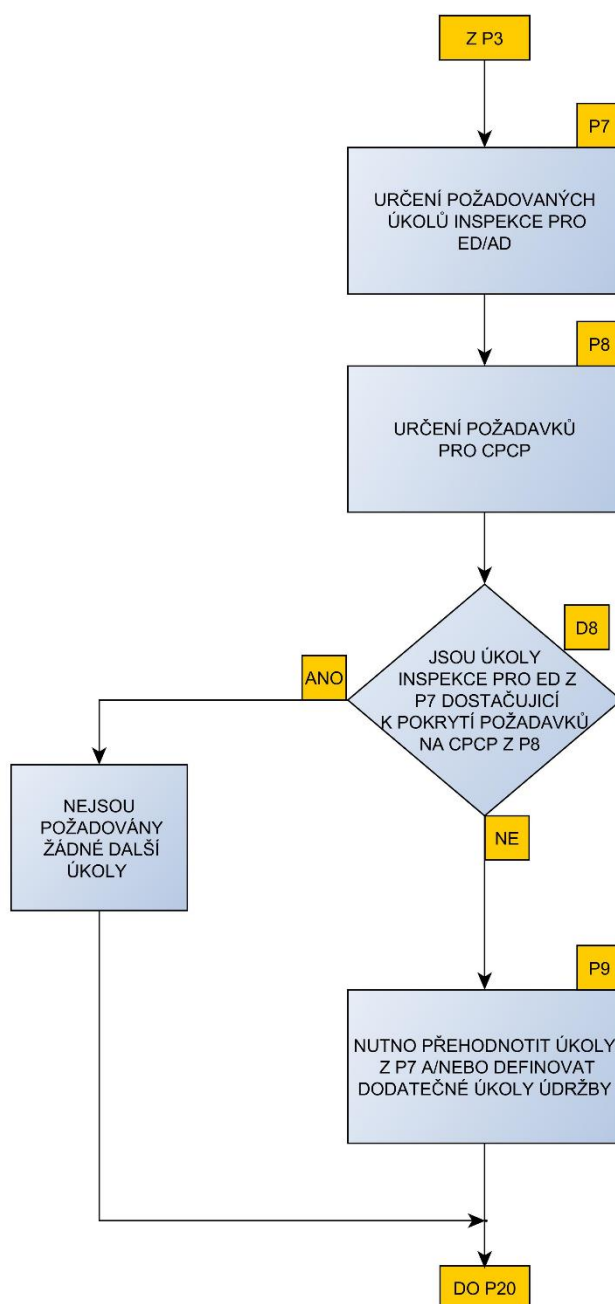
Postup pro vytvoření úkolů údržby konstrukce je zobrazen na vývojovém diagramu (Obr. 7-2) a je popsán řadou Procesních kroků (P1, P2, P3 atd.) a rozhodovacích kroků (D1, D2, D3 atd.) takto:

- a) Analýza údržby konstrukce je použita na všechny konstrukční prvky letadla. Analýza je rozdělena do zón nebo oblastí (P1) a konstrukčních prvků „Structural Items (**SI**)“ (P2) výrobcem letadla.
- b) Výrobce kategorizuje každý konstrukční prvek, jako Structural Significant Item (**SSI**) nebo jako Other Structure. Rozdělení je provedeno na základě závažnosti důsledků na bezpečnost letadla při poruše daného **SI** nebo chybné funkce (D1).
- c) Postup se opakuje, dokud nejsou kategorizovány všechny prvky „Structural Items“.
- d) Prvky kategorizované, jako **SSI** jsou roztříděny, v seznamu označeny jako **SSI** prvky (P3). **SSI** prvky mohou být kategorizovány jako SAFE-LIFE nebo DAMAGE TOLERANT (D5) a jsou na ně aplikovány analýzy **AD/ ED/ CPCP** (pro kovové nebo nekovové konstrukce)
- e) Prvky kategorizované jako Other structure (P4) Obr. 7-3 jsou porovnány s podobnými konstrukcemi na již existujících letadlech (D2). Doporučení a úkoly pro údržbu jsou vypracovány skupinou **SWG** (Structures Working Group) pro prvky používaných na již existujících letadlech a výrobcem letadla u prvků, které se na existujících letadlech nepoužívají např. použití nových materiálů, nebo konstrukčních řešení atd. (P5). Všechny vybrané úkoly údržby skupinou **SWG** (P6) jsou zahrnuty v plánované údržbě konstrukce (P20).“



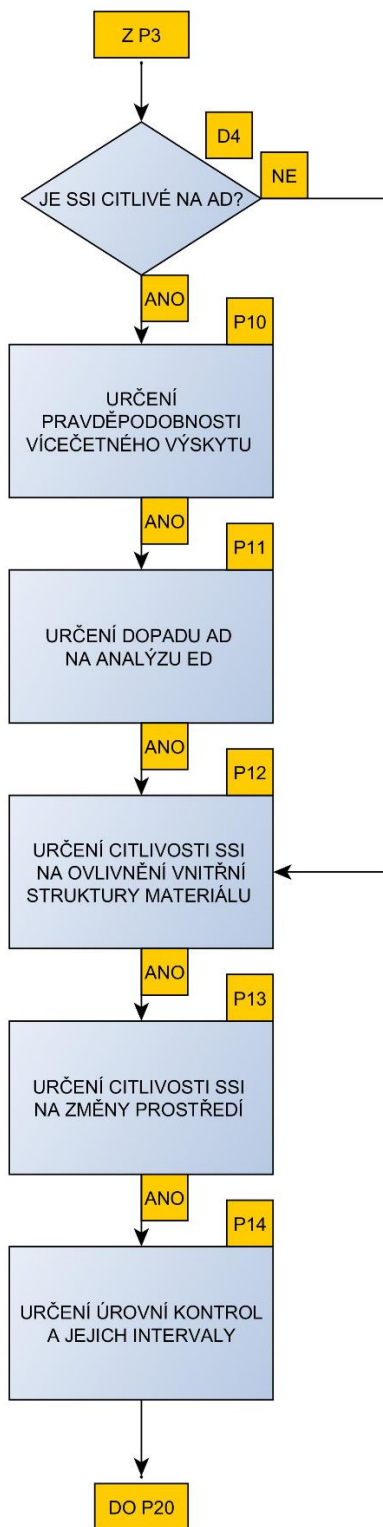
Obr. 7-3 Logický diagram pro „Other Structures“ [3]

- f) Výrobce letadla musí uvažovat dva způsoby analýzy pro **AD/ ED** poškození; pro kovové konstrukce (P7-P9) (Obr. 7-4) a pro nekovové konstrukce (P10-P14) (Obr. 7-5). Každý prvek **SSI** obsahuje buď jeden nebo druhý druh materiálu nebo kombinaci obou.
- g) Úkoly požadované pro včasnou detekci Náhodného poškození (**AD**) a poškození od prostředí (**ED**) jsou stanoveny pro všechny kovové materiály (P7). Tyto úkoly mohou být stanoveny pro jednotlivé **SSI** prvky nebo skupiny **SSI** prvků, které jsou vhodné pro srovnávací hodnocení na základě jejich umístění, hranic, přístupu, členění atd. Hodnocení (Viz podkapitola. 7.7 a 7.8) je použito k určení těchto požadavků. Výrobce může navrhnout použití ověřeného **S-SHM**, pokud budou splněny požadavky na detekci poškození.

Obr. 7-4 Logický Diagram – Poškození **AD/ED** (Kovy) [3]

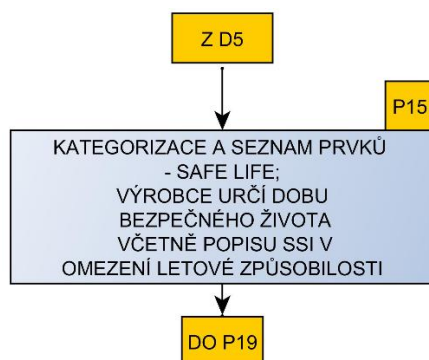
- h) Pro každý **SSI** obsahující kovový materiál, jsou požadavky na údržbu stanovené (P8) tak, aby byly splněny očekávání od **CPCP** (viz podkapitola 7.7).
- i) Požadavky prohlídek vyplývající z analýz **ED** jsou porovnány s požadavky na **CPCP** (D3). Pokud jsou požadavky podobné nebo stejné, úkoly vyplývající z **ED** analýzy pokryjí i požadavky od **CPCP**. V případě, že úkoly vyplývající z **ED** analýzy nepokrývají požadavky **CPCP**, je nutné dané úkoly údržby revidovat a/nebo stanovit dodatečné samostatné úkoly pro **CPCP** (P9).

- j) Kroky (P7, P8, P9) jsou opakovány do doby, než jsou analyzovány všechny kovové části SSI.



Obr. 7-5 Logický Diagram – Poškození **AD/ ED** (Nekovové materiály) [3]

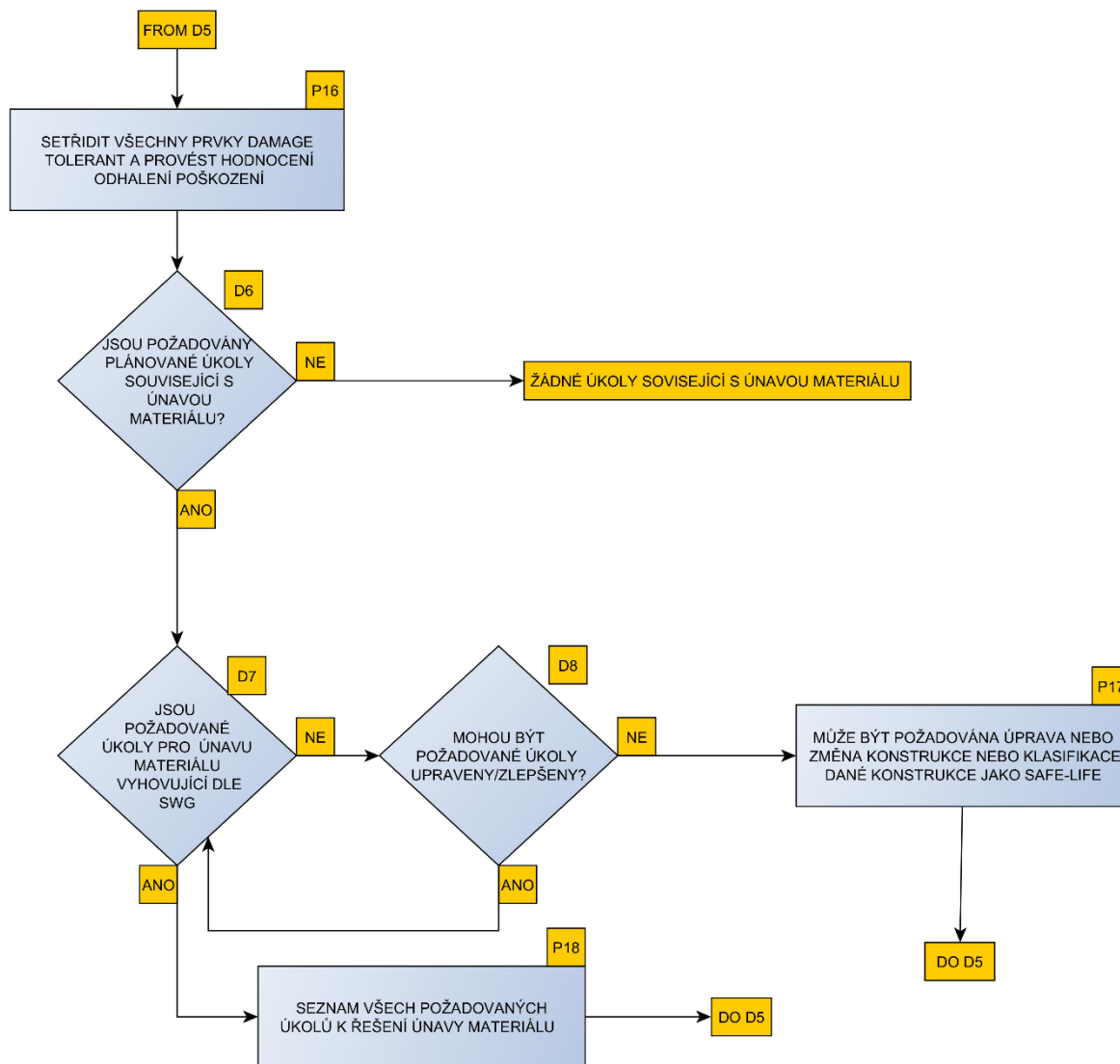
- k) U každého **SSI** obsahující nekovové části konstrukce je posouzena citlivost na náhodné poškození (**D4**) na základě umístění prvku a frekvence expozice zdrojům poškození.
- l) **SSI**, které obsahují nekovové části a zároveň jsou označeny, jako citlivé k náhodnému poškození (**AD**), jsou posuzovány z hlediska frekvence expozice všem zdrojům poškození, pravděpodobnosti vícečetného výskytu (**P10**) a vlivu na poškození od prostředí (**ED**) (**P11**).
- m) V případě, že se uvažuje vliv náhodného poškození (**AD**) v analýze poškození od prostředí (**ED**) je posouzena citlivost na ovlivnění vnitřní struktury (**P12**) a vliv prostředí (**P13**) s ohledem na použitý materiál.
- n) Požadavky kontrol pro včasné odhalení poškození (např. delaminace nebo rozlepení) jsou určeny pro všechny **SSI** obsahující nekovové prvky (**P14**). Pro určení těchto podmínek se používají systémy hodnocení (viz podkapitola 7.7.3). Výrobce letadla může navrhnout použití ověřeného systému **S-SHM** pokud budou splněny požadavky na detekci.
- o) Všechny úkoly údržby vyplývající z analýz poškození **AD/ ED** včetně aplikace **S-SHM**, jsou zahrnuty do údržby konstrukce draku letounu (**P20**)
- p) Výrobce letadla rozdělí všechny **SSI** podle toho, zda jsou navrženy dle koncepce **SAFE-LIFE** nebo **DAMAGE TOLERANCE** (**D5**).
- q) Pro každý prvek označený jako **SAFE-LIFE** (Obr. 7-6) výrobce určí jeho životnost (**P15**), která je zahrnuta do Omezení letové způsobilosti (Airworthiness Limitation) (**P19**). Nejsou požadovány inspekce související s únavovou životností pro zajištění letové způsobilosti.



Obr. 7-6 Logický Diagram – SAFE-LIFE [3]

- r) Všechny ostatní prvky **SSI** jsou hodnoceny, jako **DAMAGE TOLERANCE** (Obr. 7-7) a výrobce letadla musí určit, zda je včasné odhalení poruchy závislé na plánovaných

inspekčních prohlídkách (P16). Plánované prohlídky konstrukce na únavové poškození nemusí být vyžadovány pro takové prvky **SSI**, které jsou navrženy tak, že přenesou požadovanou zátěž i v případě poškození, které bude snadno zjistitelné při běžném provozu letadla (D6).



Obr. 7-7 Logický Diagram – DAMAGE TOLERANCE [3]

- s) Podrobnosti o požadovaných úkolech údržby související s únavou konstrukce, na základě vyhodnocení přípustného poškození výrobcem letadla, včetně aplikace **S-SHM**, jsou prezentovány skupině **SWG** (nebo ekvivalentnímu orgánu), která určí, zda jsou zvolené úkoly přijatelné (D7).
- t) Může být vyžadována úprava nebo zlepšení požadovaných úkolů (změna typu úkolu: vizuální kontroly, nedestruktivní defektoskopie, **S-SHM**) a/nebo přepracování daného

prvku (D8/ P17). Není-li to možné, výrobce je povinen daný prvek klasifikovat na SAFE-LIFE (P17).

- u) Je vytvořen seznam všech požadovaných úkolů údržby související s únavou (P18).
- v) Pro podporu typového osvědčení by měly být vybrané požadavky na únavové poškození související s **PSE** (Principal Structural Elements) uvedeny v Omezení letové způsobilosti (Airworthiness Limitation).
- w) Úkoly vyplývající z analýz pro **AD, ED, FD** poškození (neuvedené v Omezení letové způsobilosti) a úkoly pro ostatní prvky (Other structures) jsou uvedeny v plánu údržby konstrukce (P20).
- x) Výsledné požadavky pro údržbu celé konstrukce (krok „w“) jsou předloženy skupině **ISC** ke schválení a zařazení do návrhu **MRB**.
- y) Požadavky na údržbu uvedené v Omezení letové způsobilosti by měly být zahrnuty v samostatném dokumentu, a přeloženy příslušnému úřadu při certifikaci ke schválení.

7.13.2 Doplnění postupů tvorby údržbových plánů o Structure Health Monitoring (SHM)

V dnešní době někteří výrobci především výrobci velkých dopravních letadel, jakými jsou Airbus nebo Boeing, požadují zahrnutí volby „Structure Health Monitoring“ (**SHM**) do logických diagramů **MSG-3**.

MSG-3 v současnosti umožňuje použití validované metody „Scheduled SHM“ (**S-SHM**), které však nepokryjí všechny možnosti, které **SHM** nabízí (viz podkapitola 7.3).

Při aplikaci **SHM** do údržbového plánu se uvažuje o zavedení takzvaného Automated Structure Health Monitoring (**A-SHM**), který se obvykle definuje následovně:

A-SHM je každá technologie **SHM**, která nemá pevně stanovený interval, ve kterém bude inspekce/ údržba probíhat. Místo toho se spoléhá na systém, který posádku informuje o nutnosti zásahu/ údržby, v případě, že je nutný zásah údržby.

A-SHM můžeme rozdělit do dvou základních technologií:

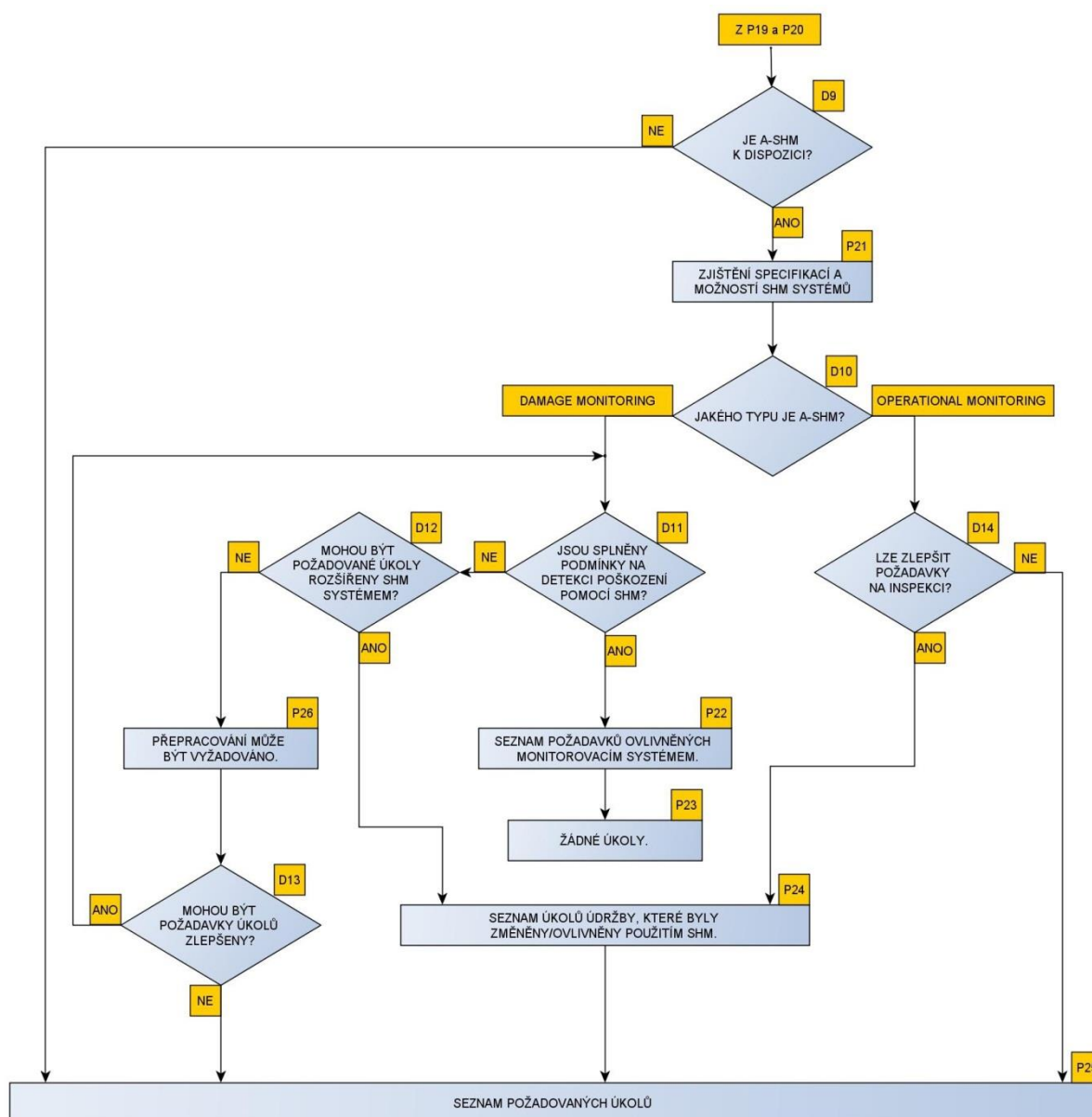
a.) **Damage Monitoring System**

Systém používá senzory přímo k zjišťování/ sledování degradace nebo poškození konstrukce.

b.) Operation Monitoring System

Využívá senzory, které přímo nekontrolují stav degradace/ poškození konstrukce, ale namísto toho porovnávají data z různých měření (např. podmínky prostředí, zatížení atd.), předpokládanými/ návrhovými údaji a vyhodnocují možnosti vzniku poškození a nutnosti zásahu údržby.

A-SHM byl v roce 2009 uveden do schvalovacího procesu pro implementaci do **MSG-3** v následujících verzích dokumentu. V revizi 2011.1, ze které převážně tato práce vychází, **A-SHM** stále není implementována, z tohoto důvodu bude implementace **A-SHM** v této práci vycházet z ISSUE PAPER IP 105 [30].



Obr. 7-8 Logický Diagram – Implementace **A-SHM** [30]

Pokud je systém **A-SHM** použit pro monitorování stavu konstrukce z důvodu plnění požadavků údržby/ inspekce, je nutné použít adekvátní nástroje k prokázání, že monitorovací systém splňuje požadavky kladené na detekci všech uvažovaných poškození (**AD, ED, FD**). Tento proces probíhá až po definici požadavků popsanych v podkapitole 7.13.

Monitorování poškození (Damage monitoring systems)

Pro systémy založeny na bázi sledování degradace/ poškození platí:

- a) Specifikace systému budou prezentovány skupině **SWG** (D9/P21/D10). Specifikace může obsahovat technický popis systému, detekční schopnosti pro jednotlivé druhy poškození (**AD, ED, FD**), popis způsobu monitorování (kontrola rychlosti monitorování, tj. každou minutu, hodinu, den atd.) a vlastní spolehlivost systému (včetně analýz **MSI** prvků).
- b) **SWG** zhodnotí, zda SHM systém splňuje požadavky na detekci poškození, které jsou odvozeny z **MSG-3** (D11).
- c) V případě, že jsou podmínky na detekci z **MSG-3** splněny je položka uvedena jako „Inspection requirements affected by monitoring system“ (Požadavky inspekce jsou ovlivněny monitorovacím systémem) (P22). V **MRBR** zprávě poté není uveden žádný úkol v seznamu úkolů (P23).
- d) V některých případech mohou být požadavky inspekce rozšířeny. To například v případě, že **SHM** systém není schopen splnit všechny požadavky na detekci poškození (D12). U těchto úkolů pak musí být uvedeno, že byly modifikovány/ ovlivněny monitorovacím systémem (P24).
- e) V případech, kdy dané požadavky nelze pokrýt pomocí systému **SHM** (D12), pak detekci poškození je nutné řešit pomocí plánovaných konsolidovaných úkolů uvedených v seznamu úkolů v **MRBR** (P25), případě upravit systém SHM, tak aby daným požadavkům vyhověl (P26/D13).

Monitorování provozu (Operation monitoring system)

Pro systémy založené na monitorování provozu platí:

- a.) Specifikace systému budou prezentovány skupině **SWG** (D9/P21/D10). Specifikace může obsahovat technický popis systému, schopnosti monitoringu (dostupnost naměřených dat, způsob ukládání, popis snímačů a jejich množství atd.) a vlastní spolehlivost systému (včetně analýz **MSI** prvků).
- b.) **SWG** zhodnotí dopady SHM systému na možnosti zlepšení požadovaných úkolů údržby konstrukcí (např. interval kontrol, úroveň údržby atd.). Revidované požadavky na údržbu budou uvedeny v **MRBR** v seznamu úkolů (P25). U těchto úkolů musí být uvedeno, že jsou modifikovány/ ovlivněny monitorovacím systémem (P24).

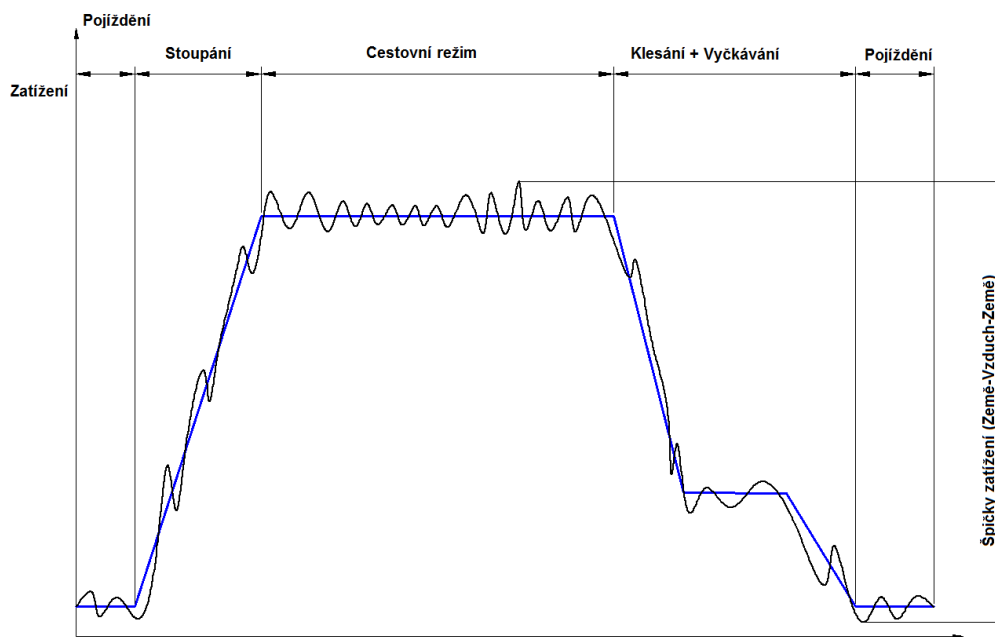
8. Vypracování metod pro stanovení intervalů údržby draku letadla

Důležitým bodem při přípravě efektivní údržby draku letounu, je stanovení intervalů prohlídek konstrukce. To platí především pro konstrukce DAMAGE TOLERANCE, u kterých může v průběhu života letounu dojít k inicializaci únavových trhlin. Vzhledem k předpokladu, že u letadel konstrukce SAFE-LIFE **nesmí** dojít během provozní životnosti k inicializaci a růstu únavových trhlin, bude v této kapitole uvažována jen konstrukce DAMAGE TOLERANCE.

Pro zjištění intervalu údržby je nutné určit růstové křivky trhliny včetně detekovatelné a kritické délky trhliny. V případě návrhu nového letounu můžeme provést prvotní stanovení únavových charakteristik na základě teorie únavy a na jejich základě určit prvotní intervaly inspekčních prohlídek nového letounu. Intervaly je poté možné upravovat na základě reálných únavových zkoušek nebo na základě zkušeností z provozu.

8.1 Teoretický pohled

Pro určení únavové charakteristiky je nutné vědět, jakým způsobem je analyzovaná konstrukce zatížena. Během letu letadla se u jednotlivých konstrukcí zatížení velmi často mění při různých fázích letu. Příklad spektra zatížení během typického letu je zobrazen na Obr. 8-1. Z obrázku je patrné, že se amplituda zatížení mění v průběhu letu nejen z důvodu změny režimů letu, ale i z dalších příčin, jakými jsou poryvy, turbulence, manévry atd. Proto je nutné uvažovat proměnlivou amplitudu zatížení při výpočtu únavových charakteristik konstrukce nebo únavových zkouškách.



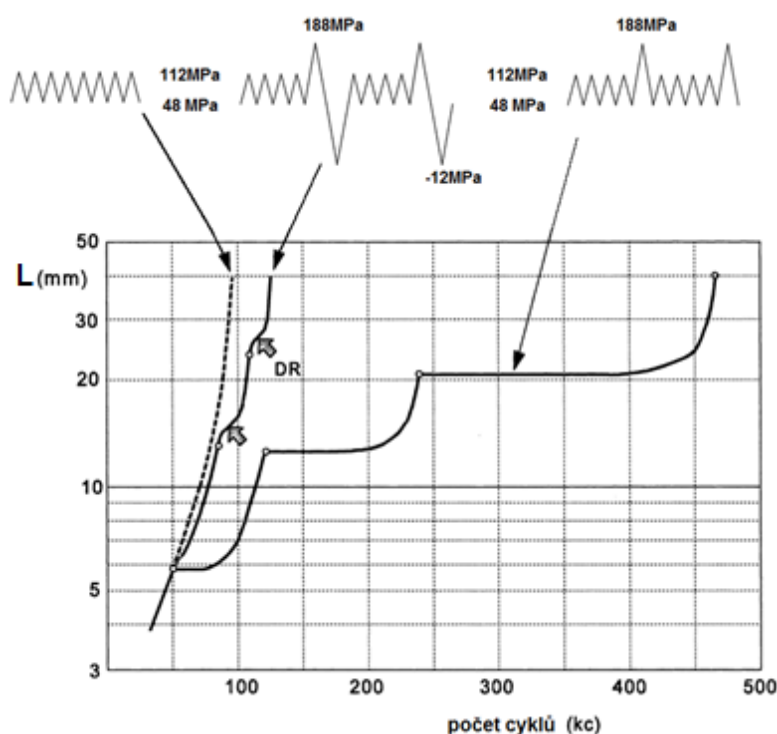
Obr. 8-1 Příklad spektra zatížení (přetlakový trup dopravního letounu)

8.1.1 Šíření trhliny pod proměnlivou amplitudou

Šíření trhliny pod proměnlivou amplitudou zatížení je složitý a komplexní problém, který se stále zkoumá a vyvíjí. Pro potřeby práce jsou uvedeny jen základní informace, které mohou být využity v případě návrhu údržbových plánů.

Základní princip

V případě použití proměnného (variabilního) zatěžování dochází při špičkovém zatížení (přetížení) k rozšíření plastické oblasti [51,52,53]. To má za následek zvětšení stlačené oblasti na čele trhliny a redukci otevírání trhliny. Tento jev se nazývá „**crack retardaton**“ (zpomalení trhliny) nebo „**load interaction**“ (interakce zatížení). Efekt přetížení je dobře patrný na příkladu Obr. 8-2, kde byly zkoušeny vzorky hliníkové slitiny 2024-T3 při různém přetížení



Obr. 8-2 Únavové charakteristiky pro různá zatěžování materiálu 2024-T3 [51]

Z obrázku je patrné, že přetížení v jednom směru výrazně prodloužilo únavovou životnost daného vzorku. V případě přetížení oběma směry, došlo k méně výraznému zvýšení životnosti.

Z toho lze vyvodit, že pokud nebude docházet k extrémním a příliš častým přetížením, při nichž dochází k poškození konstrukce, vydrží daná konstrukce déle, než kdyby byla zatížena cyklickým namáháním o konstantní amplitudě.

Z hlediska údržby je proto vhodné, pokud jsou analýzy životnosti počítány z reálných, či naměřených spekter zatížení, měřených na letadlech podobné konstrukce a podobného způsobu využití, pro získání co nejpřesnějších dat o životnosti konstrukce. To může vest k eliminaci či snížení počtu nutných budoucích zásahů do plánovaných úkolů údržby během života letounu.

Data z analýz životnosti poté slouží jako jeden z parametrů pro určení intervalů prohlídek letounu. Další parametry potřebné k určení intervalu údržby jsou již značně závislé na použité inspekční metodě. Popisem použitelných inspekčních metod se zabývá defektoskopie. V další podkapitole jsou popsány základní metody inspekce, které se v letectví obvykle používají.

8.2 Defektoskopie

Existuje mnoho metod zkoumání stavu materiálu nebo objektů. Tyto metody můžeme rozdělit do dvou základních skupin.

První skupinu tvoří destruktivní zkoušky. U těchto zkoušek dochází k poškození nebo zničení daného objektu, z toho důvodu jsou vhodné spíše pro kontrolu vybraných vzorků při výrobě. V provozu se tyto zkoušky většinou nevyužívají. Nicméně destruktivní metody se mohou uplatnit u vyřazených částí, při další analýze životnosti, spolehlivosti atd.

V letecké údržbě se ve většině případů používá druhá skupina metod, a to **metody nedestruktivní defektoskopie (NDT)** [6,7]. Metody nedestruktivní defektoskopie jsou metody zkoušení objektů či součástí, aniž dochází k narušení celistvosti zkoušených součástí a schopnost plnit předpokládanou funkci. Tyto metody se používají hlavně pro rychlé odhalení poruch a vad při výrobě nebo kontrole a inspekci hotových zařízení.

Nedestruktivní metody zkoušení jsou rozděleny do dvou základních skupin:

- a.) **Zkoušky povrchových vad.** Metody pro zjišťování vad na povrchu nebo těsně pod povrchem součásti např. trhlin, vrubů, přeložek atd. do této skupiny patří zejména metody:
- Vizuální
 - Kapilární
 - Magnetické
 - Vířivých proudů

b.) **Zkoušení vnitřních vad.** Nedestruktivní metody zkoušení vad v celém objemu součásti (dutiny, vměstky, delaminace atd.) do této skupiny patří zejména metody:

- Prozařováním
- Ultrazvukové
- Akustická emise

8.2.1 Zkoušky povrchových vad

Vizuální metoda

Vizuální metody patří mezi základní a nejjednodušší nedestruktivní kontroly, které zjišťují případné povrchové vady objektu. Metoda je možné aplikovat na jakýkoliv materiál a její pomocí odhalit všechny vady, které vystupují na povrch a jsou viditelné lidským okem.

Tuto metodu obecně rozdělujeme na dvě samostatné metody:

- **Vizuální kontrola přímá**

Přímá vizuální kontrola je definována jako kontrola, při které není přerušena optická dráha mezi okem a kontrolovanou plochou. Kontrola je prováděna buď pouhým okem, nebo pomocí pomůcek jako jsou lupy, zrcátka, endoskopy, či mikroskopy s nízkým zvětšením.

- **Vizuální metoda nepřímá**

Tato metoda se používá v případech, kdy není přímá metoda proveditelná z důvodů přístupu nebo bezpečnosti. U této metody dochází k přerušení optické dráhy mezi okem pozorovatele a zkoušeným povrchem, proto se u této metody používá pomůcek, jako jsou boroskopy, endoskopy, videoskopy atd.

Kapilární metody

Kapilární metody jsou založeny na využití charakteristických vlastností některých kapalin (penetrantů) označovaných jako kapilární jevy nebo kapilární vlastnosti kapalin.

Princip metody spočívá ve využití vzlínivosti a smáčivosti vhodných kapalin (penetrant), a jejich barevnosti nebo fluorescence. Na zkoušený povrch je nanesen penetrant, tak aby mohl vnikat do nečistot na povrchu zkoušeného povrchu. Po odstranění přebytku penetrantu ze zkoušeného povrchu vzlíná zbylý penetrant zatečený ve vadách na povrch a za pomoci kontrastní vývojky vytváří na povrchu barevnou nebo fluoreskující stopu (Obr. 8-3), která indikuje vadu.

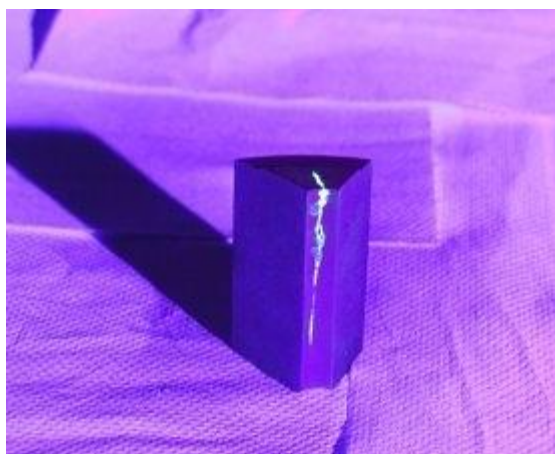
Použitelnost kapilárních metod

Kapilární metody umožňují zkoušení pouze vad prostupujících na povrch zkoušeného vzorku a do kterých může penetrant vniknout. Kapilárními metodami nelze určovat vnitřní vady. Kapilární metody lze použít:

- Na kovové materiály (austenitické oceli, barevné, lehké kovy a jejich slitiny)
- Nekovové materiály (plastické hmoty, keramika, sklo atd.)

Na obrobených hladkých površích je možné pomocí kapilárních metod detekovat trhliny již od cca 0,05 in. (cca 1,27 mm) [51]. Trhliny větší než 0,20 in. (cca 5,08mm) se pak považují za spolehlivě detekovatelné. Čím je povrch drsnější, tím se minimální velikost detekovatelné trhliny zvětšuje. Pro letectví je výhodou kapilárních metod možnost kontroly poměrně velkých ploch v krátkém čase. Nevýhodou je problematická regulace penetrantu na zakřivených površích a nutnost dobrých světelných podmínek.

Pozn.: Kapilárními metodami nelze zkoušet pórovité materiály a materiály, které by mohl být poškozeny použitým penetrantem.



Obr. 8-3 Ukázka povrchové vady zjištěné Kapilární zkouškou (70)

Magnetické metody

Magnetické metody jsou založeny na indikaci rozptylového toku feromagnetických materiálů. Rozptylový magnetický tok vzniká v magnetovaném materiálu v místě výskytu vady (necelistvosti) – magnetické nehomogenity, důsledkem čehož je zvýšeného magnetického odporu (Obr. 8-4).

Intenzita rozptylového toku závisí na velikosti, poloze a orientaci vady vůči směru magnetického pole. Nejlepší detekční schopnosti se dosáhne u vad, které jsou orientovány kolmo na směr magnetického pole.

Použitelnost magnetických metod

Tyto metody slouží především ke zjištění plošných vad, jakými jsou trhliny, studené spoje atd., vyskytující se na povrchu nebo těsně pod povrchem zkoušené součásti. K indikaci necelistvosti kontrolovaného materiálu se používají dvě základní metody.

- Prášková metoda: K indikaci necelistvosti se používá feromagnetický prášek
- Elektro-induktivní metoda: K indikaci necelistvosti se používají snímací čidla registrující rozptylová pole



Obr. 8-4 Rozptylová pole nad defektem [71]

Na obrobených hladkých površích je možné detekovat trhliny velikosti 0,05 in. (cca 1.27mm), přičemž tato hodnota odpovídá spíše detekci za laboratorních podmínek a zkoumání konkrétního místa konstrukce [51]. Detekovatelnou velikost trhliny ovlivňuje použitý materiál konstrukce. V letectví je nejvýhodnější použití těchto metod pro feromagnetické materiály (ocelové prvky), které je možné během údržby snadno sejmout z letounu. Nevýhodou je nutnost odstranění veškerých ochranných nátěrů nebo barvy ze zkoušeného prvku před použitím magnetických metod.

Pozn.: Magnetické metody obvykle nelze použít na hliníkové a hořčíkové slitiny a některé nerezové oceli.

Vířivé proudy

Vířivé proudy tvoří další skupinu metod, používaných k detekci vad, působením elektromagnetického pole. Elektrické napětí se nemusí indukovat pouze v elektrickém vodiči, ale v jakémkoliv elektricky vodivém prostředí, které se nachází v působnosti měnícího se magnetického pole.

Metoda vířivých proudů je založena na tom, že se zkoušený objekt o určité elektrické vodivosti, magnetické permeabilitě a rozměrech vystaví působení střídavého magnetického pole vytvořeného budicí cívkou, která je napájena střídavým proudem. V objektu se indukují vířivé proudy, které svým magnetickým účinkem působí zpětně na magnetické pole budicí (původní). Tato dvě magnetická pole – primární od budicí cívky a reakční od vířivých proudů se vektorově skládají ve výsledné pole, které závisí na elektrické vodivosti a magnetické permeabilitě zkoušeného objektu. V měřicím vinutí snímače se tedy indukuje napětí ovlivněné magnetickými a elektrickými parametry kontrolovaného objektu. Princip kontroly a detekce poté spočívá v tom, že vada v materiálu změní uvedené magnetické a elektrické parametry, nebo přítomnost vady přeruší část drah vířivých proudů a tím pádem se jejich zpětný účinek na budicí pole změní.

Použitelnost metod vířivých proudů

Metody vířivých proudů mají široké možnosti uplatnění, je však nutné pamatovat na některé omezení této metody, obzvláště nemožnost odhalení vad hluboko pod povrchem součásti, značnou citlivost na rozměry součásti a okrajový efekt.

Použitelnost metody vířivých proudů:

- Detekce materiálových vad
- Měření tloušťky stěn
- Kontrola povrchových vrstev
- Měření tloušťky laků
- Kontrola mechanického napětí

Rozdělujeme dvě základní zkušební metody:

- Metoda průchozí cívkou
- Metoda příložnou cívkou

Detekovatelné velikosti pomocí vířivých proudů mohou být teoreticky velmi nízké např. FOERSTER Defectometer 2.837 uvádí minimální detekovatelnou velikost vady již od 0.008 in. (cca 0.02mm), avšak v tomto případě se jedná spíše o ideální laboratorní hodnotu, které v běžné praxi obvykle není možné dosáhnout [74]. Typicky se uvádí, že pomocí standartních sond je možné spolehlivě detekovat vady od velikosti 0,1 in. (cca 2,54 mm), v případě konkrétních testovaných míst. V případě obecných plošných prohlídek a v místech s vyšší koncentrací nýtů je nutné uvažovat detekovatelnou velikost spíše 0,25 in. (cca 6,35 mm) [51, 75]. Je nutné upozornit na fakt, že velikost detekované vady, může u leteckých konstrukcí do značné míry ovlivnit lidský faktor, obzvláště v místech se zhoršeným přístupem. Dále je

nutné používat kalibrační etalon se známou velikostí vady z totožného materiálu, jako je testovaná část, z důvodu nutnosti kalibrace sondy před každou zkouškou. V letectví se vířivé proudy často využívají při inspekci otvorů do cca $\phi 1,0$ in. (cca 25,4 mm). V tomto případě se používá hlavně rotační sonda, která obvykle dává spolehlivé výsledky již od 0.05 in. (1,27 mm). Tyto hodnoty mohou být zlepšeny použitím přesnější kalibrace, povrchovou úpravou vzorků nebo použitím zařízení s lepší specifikací, avšak obvykle je další zlepšování detekčních vlastností, neúměrné zvýšením nákladů na inspekci.

8.2.2 Zkoušení vnitřních vad

Prozařovací metoda

Principem prozařovacích zkoušek je prozařování zkoušených součástí pomocí záření s velmi krátkou vlnovou délkou, které proniká pevnými látkami. Při průchodu různými oblastmi zkoušeného materiálu dochází k rozptylu, odrazu a lomu procházejícího záření na částicích hmoty a na rozhraních oblastí o rozdílné hustotě. Tím vzniká rozdíl toku částic mezi místem s vadou a místem bez vady.

Použitelnost metod prozařovacích metod

Metody prozařování se používají zejména pro zjišťování vnitřních objemových vad (dutiny, vměstky studené spoje atd.

Prozařovací metody dělíme dle způsobu registrace záření na:

- **Radiografické**

Prošlým zářením je exponován zpravidla negativní materiál umístěný ve světlo těsné kazetě (folii). Na filmovém materiálu se tvoří viditelný obraz prozářené součásti. Účinky prozáření lze zvýraznit použitím zesilovacích fólií (kovových, fluorescenčních, flurometalických) umístěných nad nebo pod filmem v kazetě.

- **Radioskopické**

Do směru prošlého záření se umístí fluorescenční štít, na kterém se vytvoří obraz prozařované součásti. Skryté vady se poté zobrazují jako světlejší (jasnější) místa. Je možné použít detekční převaděče s následným zobrazením na monitoru.

- **Ionizační**

Dochází k prozařování součásti bod po bodu, přičemž se využívá schopnosti prošlého záření vyvolat ionizační jevy v plynech. Fotony prošlého záření se poté detekují pomocí ionizační komory, Gieger-Millerovy trubice nebo scintilačního násobiče.

V případě použití prozařovacích metod je klíčové znát orientaci vady, před tím, než je prozařovací metoda použita. Obvyklé metody mají spolehlivou detekční velikost vady od 0,4 in. (cca 10,16mm) [51]. Je nutné však brát v potaz, že tato hodnota rapidně roste s tloušťkou prozařovaného materiálu, dále relativní orientaci mezi zdrojem záření, vadou a filmem nebo štítem tvořícím výsledný obraz. Velmi důležitým faktorem je ochrana zdravý, proto je nutné v případě použití prozařovacích metod při údržbě letadla zajistit bezpečnostní opatření, aby se zabránilo náhodnému vystavení obsluhy letounu škodlivým zářením. Dostupnost letadla je tím výrazně omezena a obvykle během testování neprobíhají na letounu, žádné jiné údržbové práce.

Ultrazvuk

Ultrazvuk patří v oblasti defektoskopie vnitřních vad mezi jednu z nejvýznamnějších metod. Princip zkoušení spočívá v průchodu ultrazvukových vln pružným homogenním prostředím, v dané aplikaci se jedná o zkoušený materiál či součást. Při průchodu materiálem se zmenšuje intenzita vlnění i amplituda kmitů. V případě že se ultrazvukové vlnění dostane na rozhraní dvou prostředí (zkoušená součást – vzduch), dochází k odrazu a lomu ultrazvukového vlnění. U většiny měření se poté vyhodnocuje energie ultrazvukových vln, které prochází materiálem nebo které se vrací po odrazu od nějakého rozhraní zpět.

Použitelnost ultrazvuku

Ultrazvuk se používá hlavně při zjišťování vnitřních trhlin v materiálech nebo konstrukcích. Ultrazvuk může být použit pro zjištění bublin, ředin nebo struskovitosti a nekovových vměstek u kovových materiálů.

V praxi se využívá několik metod měření pomocí ultrazvuku:

- **Resonanční**
- **Průchodová**
- **Odrasová**
- **Impedanční**
- **Metoda zviditelnění vad**

Velikost spolehlivě detekovatelné trhliny je obvykle 0.25 in. (cca 6,35mm) [51]. Vzhledem k tomu, že ultrazvuk špatně prochází vzduchovou mezerou, je většinou měření limitováno na jednu vrstvou materiálu. Z toho důvodu, aby byl zajištěn správný přestup ultrazvukových vln do prvku, se většinou před testem odstraňují ochranné nátěry nebo barva. Výsledné detekční schopnosti do značné míry závisí na zkušenostech operátora.

Akustická emise

Akustická emise je zvláštní metoda nedestruktivního zkoušení materiálu, pracující na pasivním principu. To znamená, že není vysílán žádný signál, pouze jsou snímány napěťové pulsy, které mohou být způsobeny například uvolněním energie při posunu trhliny atd. Z toho plyne, že materiál musí být při zkoušení zatěžován.

Akustická emise – je fyzikální jev emitující elastické napěťové vlny generované dynamickým uvolněním mechanického napětí uvnitř materiálů tělesa nebo procesem působícím vznik elastických napěťových vln na povrchu tělesa.

V dnešní době se metoda úspěšně používá v energetickém průmyslu, při kontrole těsnosti potrubí a tlakových nádob. V letectví se používá při únavových zkouškách. Její potenciál je i v monitorování technického stavu draku letounu za provozu, avšak v dnešní době je problém správně nastavit a odladit tuto metodu pro provoz letounu, z důvodů aerodynamického šumu, vibrací od motoru, a dalších rušivých elementů.

Metoda je použitelná, jak pro kovové, tak nekovové (kompozitní konstrukce).

8.3 Detekovatelná délka trhliny

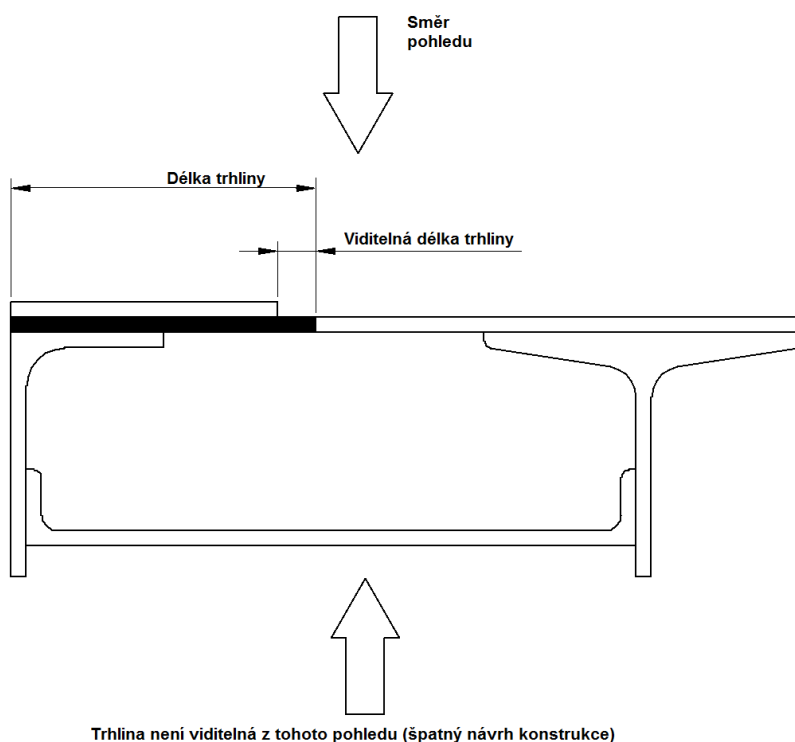
Detekovatelná délka trhliny je úroveň poškození v cestě primárního zatížení, která je detekovatelná vybranou detekční metodou. Detekovatelná délka trhliny je obvykle větší než počáteční délka trhliny. Je nutné počítat s faktem, že skutečná délka trhliny, která je uváděna jako detekovatelné poškození, se skládá z detekovatelné délky trhliny a velikosti trhliny která je skrytá (například pod hlavičkou nýtů, přeplátováním atd.).

Obecně je ideálním prostředkem pro vizuální inspekci lidské oko, které je jako prostředek pro inspekci relativně levné a široce dostupné [51]. Vizuální prohlídky pomocí lidského oka můžeme definovat, jako **Vnější** nebo **Obecné vizuální prohlídky**, v případě že hledáme velká poškození (2L=101,6mm), nebo jako **Detailní vizuální prohlídky**, pokud jsou hledány drobnější poruchy (2L=25,4mm). Detailní vizuální prohlídky se provádí na předem určených místech obvykle za použití světelného zdroje a prostředky pro zvětšení s nízkou úrovní zvětšení. Nevýhodou vizuálních prohlídek je, že odhalené poškození je již relativně velké. Důsledkem je,

že většina „života“ šíření trhliny je již spotřebována a díky tomu mohou být požadavky na frekvenci opakování prohlídek neúnosně časté.

Za takových podmínek musí být voleny sofistikovanější metody inspekce, které mohou nalézt trhliny menší, než by bylo možné pouhým okem. Intervaly mezi prohlídkami tak mohou být delší, opakování prohlídek méně časté, na druhou stranu je nutné počítat s tím, že prohlídky budou požadovat nákladnější prostředky (kalibrační vzorky, proškolený personál). Dále je nutné počítat s tím, že na některých místech může být problém s dostupností daných prostředků či dostatečně vyškoleného personálu pro údržbu.

V případě použití metody založené na vizuálních metodách, musí být zkoumaný prostor bez překážek. Například je-li uvažována konstrukce s poruchou, kde je detekovatelná délka poruchy 25 mm, tak v případě, že je přes poruchu 20 mm pás plechu, který zakryje prvních 20 mm trhliny, bude při skutečné délce trhliny 25 mm, viditelných pouze 5 mm. Je tedy dost nepravděpodobné, že takto malá trhlina bude detekována při inspekční prohlídce a hrozí nebezpečí, že trhlina naroste na kritickou mez, než dojde k jejímu odhalení Obr. 8-5. Podobně je nutné uvažovat i u většiny **NDT** metod.



Obr. 8-5 Viditelná a aktuální délka trhliny [51]

8.3.1 Vizuální prohlídky

Jak již bylo zmíněno, každá trhlina nebo poškození, se skládá s viditelné a skryté části. Pokud používáme vizuální prohlídky je velice důležité odvodit nebo určit základní detekovatelnou délku trhliny L_{BAS} , aby se dospělo k určení viditelné délky trhliny L_{VIS} . Skrytá část trhliny L_H je určena běžně výpočtem nebo změřena obecnými metodami. Detekovatelná délka L_{DET} trhliny je potom:

$$L_{DET} = L_{VIS} + L_H \quad (8.1)$$

Pro získání detekovatelné délky trhliny L_{BAS} je nutné uvažovat následující hlavní faktory [51]:

- **Faktor viditelnosti**

Faktor viditelnosti popisuje, jak blízko je možné přiblížit se k prohlížené konstrukci pouhým okem. Pokud je konstrukce skrytá nebo vzdálenost od oka pozorovatele je vyšší než 3 m (118 in.), faktor viditelnosti je nutné hodnotit jako „**Nedostatečný**“ a je nutné volit jinou metodu údržby nebo upravit danou konstrukci. V případě, že je vzdálenost prohlížené konstrukce mezi 1,5 a 3 m (59–118 in.), je hodnocení faktoru viditelnosti „**Slabý**“. V případě, že je vzdálenost 0,5 a 1,5 m (19–59 in.) je hodnocení „**Průměrný**“. V případě, že přístup ke sledované konstrukci je naprosto volný a technik se může přiblížit na takovou vzdálenost, kterou potřebuje, aby měl ideální podmínky pro inspekci konstrukce, je faktor viditelnosti hodnocen jako „**Dobrý**“.

- **Faktor zaplnění prostoru**

Faktor zaplnění prostoru hodnotí množství komponent a částí systémů, včetně jejich složitosti, instalovaných v prohlíženém prostoru. Hodnocení má tři úrovně. V případě, že je prohlížený prostor zakryt, například elektrickým vedením a táhly řízení je hodnocení faktoru zaplnění „**Zaplněn**“. V případě, že v prostoru nejsou žádné komponenty či systém, které by prostor zakrývaly, je hodnocení „**Volný prostor**“. Střední úroveň faktoru zaplnění je definována „**Mírně zaplněn**“.

- **Faktor velikosti**

Pro jednoduché **GVI** je obvykle posouzení faktoru velikosti bráno s ohledem na zónové rozdělení letounu. Hodnocení „**Velká plocha**“ je přiřazeno komplexním celkům jakými jsou panely trupu nebo potah křídla, zatímco „**Středně velká plocha**“ je hodnocení pro plochy o rozloze zhruba jeden metr čtvereční.

Pro detailní vizuální prohlídky **DET** je nutné brát v potaz velikost **SSI**. Rámy, nebo nosníky mají hodnocení „**Velká část**“. Žebra se stringery jsou příkladem částí hodnocených „**Střední část**“.

Části, u kterých je prohlížená plocha menší, jak 10 cm^2 je hodnocení faktoru velikosti „**Malá část**“.

- **Faktor osvětlení**

Hodnocení osvětlení a podmínky se mohou měnit od přirozeného slunečního světla, až po umělé bodové osvětlení. Pro jednoduché **GVI**, rozdělujeme dvě hodnocení. „**Zastíněné plochy**“ pro části, které jsou zastíněny částmi konstrukce letounu od obvyklých zdrojů světla, jakými jsou stropní lampy, sluneční svit. V případě ploch, které jsou vystaveny obvyklému světelnému zdroji je hodnocení „**Plochy osvětlené obvyklým zdrojem světla**“. V případě detailní vizuální **DET** prohlídky je obvykle nutné použít zdroje koncentrovaného světla „**Vyžadován zdroj koncentrovaného světla**“

- **Faktor znečištění**

Stav prohlíženého povrchu se může měnit v závislosti na povaze režimu ochrany, přítomnosti tmelů, maziv a celkové úrovni nečistot. Povrch je hodnocen jako „**Čistý**“, pokud byly veškeré nečistoty odstraněny a „**Znečištěn**“ pokud, je povrch stále pokryt nečistotami. U detailních vizuálních prohlídek je obvykle vyžadováno očištění povrchu prohlížené konstrukce před inspekční prohlídkou. V případě jednoduchých vizuálních **GVI**, je časté, že se očištění konstrukce nevyžaduje, a znečištění je promítnuto do specifikace velikosti skryté trhliny L_H .

Kombinací výše uvedených faktorů získáme hodnocení pomocí, kterých definujeme velikost L_{BAS} , jedná se o následující hodnocení:

- **Hodnocení přístupu**

Kombinací faktoru viditelnosti a faktoru zaplnění získáme konečné hodnocení přístupu viz Tab. 6.

Hodnocení přístupu			
Faktor viditelnosti	Nedostatečný	Faktor zaplněnosti prostoru	Hodnocení
		Nutnost redefinovat způsob údržby nebo	0
	Slabý	Zaplněn	1
		Mírně zaplněn	2
		Volný prostor	3
	Průměrný	Zaplněn	2
		Mírně zaplněn	3
		Volný prostor	4
	Dobrý	Zaplněn	3
		Mírně zaplněn	4
		Volný prostor	5

Tab. 6 Tabulka pro hodnocení přístupu pro vizuální prohlídky [51]

- Hodnocení stavu

Kombinací faktoru osvětlení a faktoru znečištění získáme konečné hodnocení stavu povrchu konstrukce viz Tab. 7.

Hodnocení stavu			
Faktor osvětlení	Zastíněné plochy	Faktor znečištění	Hodnocení
		Znečištěn	1
		Čistý	2
	Plochy osvětlené obvyklým	Znečištěn	2
		Čistý	3
	Vyžadován zdroj koncentrované	Znečištěn	3
		Čistý	4

Tab. 7 Tabulka pro hodnocení stavu konstrukce pro vizuální prohlídky [51]

- Hodnocení praktičnosti

Kombinací faktoru velikosti a konečného hodnocení přístupu získáme hodnocení praktičnosti viz Tab. 8.

Hodnocení praktičnosti					
		Faktor velikosti			
		Velká plocha	Středně velká plocha/ Velká součást	Středně velká součást	Malá součást
Hodnocení přístupu	1	1	1	1	1
	2	1	2	2	2
	3	2	2	3	3
	4	2	3	4	4
	5	3	3	4	5

Tab. 8 Tabulka pro hodnocení praktičnosti pro vizuální prohlídky [51]

- **Určení základní velikosti detekovatelné trhliny**

Kombinací konečného hodnocení praktičnosti a konečného hodnocení stavu získáme finální hodnocení a hodnotu základní velikost detekovatelné trhliny L_{BAS} viz Tab. 9.

Základní velikost detekovatelné trhliny L_{BAS} [mm]					
		Hodnocení stavu			
		1	2	3	4
Hodnocení praktičnosti	1	295	205	145	100
	2	205	100	70	50
	3	145	70	35	22
	4	100	50	15	10
	5	70	22	10	8

Tab. 9 Tabulka pro určení základní velikosti detekovatelné trhliny pro vizuální prohlídky [51]

Jakmile je určena základní velikost detekovatelné trhliny L_{BAS} , lze určit velikost viditelné délky trhliny L_{VIS} . Tu lze určit tak, že hodnota L_{BAS} je vynásobena korekčním faktorem „tloušťky“ (Gauge Factor) a korekčním faktorem „hrany“ (Edge Factor).

U korekčního faktoru „tloušťky konstrukce“ (Gauge Factor) se bere v úvahu fakt, že trhliny určité délky se stávají hůře zjištěitelné s tím, jak se zvyšuje tloušťka daného materiálu. To je způsobeno tím, že se zvyšující se tloušťkou materiálu, dochází k omezení „otevírání“ trhliny, což má za následek „uzavřenější“ a hůře detekovatelný tvar trhliny.

Korekční faktor „tloušťky konstrukce“ je stanoven následovně:

$$t < 5mm \text{ (0,197 in.)} \rightarrow k_g = 1,00 \quad (8.2)$$

$$5\text{mm} (0.197\text{in.}) < t < 10\text{mm} (0,394\text{ in.}) \rightarrow k_g = 1,25 \quad (8.3)$$

$$t > 10\text{mm} (0,394\text{ in.}) \rightarrow k_g = 1,50 \quad (8.4)$$

t = tloušťka

k_g = faktor „tloušťky“

Korekční faktor „hran“ (Edge Factor) bere v úvahu fakt, že trhliny určité délky na hraně konstrukce, jsou lépe zjistitelné než trhliny, které jsou mimo hranu konstrukce. Bent [51] uvádí, že detekovatelná délka trhliny na hraně konstrukce odpovídá 0,5 detekovatelné délky trhliny mimo hranu.

Korekční faktor „hrany“ je stanoven následovně:

$$\text{Trhlina mimo hranu konstrukce} \rightarrow k_e = 1,00 \quad (8.5)$$

$$\text{Trhlina na hraně konstrukce} \rightarrow k_e = 0,50 \quad (8.6)$$

k_e = faktor „hrany“

Velikost detekovatelné trhliny je poté možné určit na základě tabulky Tab. 10.

Velikost detekovatelné trhliny												
Faktor tloušťky		x	Faktor hran		x	L_{BAS} [mm]	=	Viditelná délka L_{VIS} [mm]	+	Skrytá délka L_H [mm]	=	Velikost detekovatelné trhliny L_{DET} [mm]
t < 5 mm	1		Hrana	0,5								
5 < t < 10 mm	1.25		Mimo hranu	1								
t > 10 mm	1.5											
		X			X		=		+		=	

Tab. 10 Tabulka pro určení velikosti detekovatelné trhliny [51]

Vzhledem k tomu, že se uvažují i speciální detailní **NDT** prohlídky je postup rozšířen o použití speciálních **NDT** prohlídek.

8.3.2 Speciální NDT prohlídky

V případě určení detekovatelné trhliny pomocí **NDT** metod je situace komplikovanější, jelikož nezáleží pouze na samotných podmínkách inspekce a druhu **NDT**, ale i na konkrétním použitém zařízení, jelikož se mohou dané parametry zařízení lišit dle použitého typu nebo výrobce. Dále se kladou zvýšené nároky na personál, přičemž **EASA** požaduje, aby veškeré inspekční práce zaštitila náležitě kvalifikovaná osoba, která bude za **NDT** inspekce zodpovídat [51,76]. Tato osoba může být zaměstnanec výrobce nebo provozovatele letadla případně servisního střediska. Tato osoba je posléze kontaktní osobou pro všechny záležitosti týkajících se **NDT**. Z toho vyplývá, že daná osoba musí mít dostatečné znalosti a kvalifikaci pro vývoj a

správu **NDT** úkolů použitých při údržbě letadla. Požadavky pro certifikaci a správu inspekčních úkolů pomocí **NDT** jsou dále popsány v dokumentech CAP 562 [44] a CAP747 [45].

V případě požadavku nebo nutnosti použití **NDT** metod by měly být pro určení vhodné **NDT** metody známy následující informace:

- Materiál konstrukce
Kovy, kompozity, plasty a jiné materiály
- Typ poruchy
Únavové trhliny, poruchy od prostředí (koroze), impakty atd.
- Přibližná poloha poruchy
Předpokládané místo očekávané iniciace poruchy, a předpokládaný směr šíření.
- Základní rozměry poruchy
Délka a hloubka trhliny, předpokládaná plocha a úbytek materiálu v případě zasažení korozí atd.
- Inspekční oblast
Definovány hranice a části konstrukce, kde budou **NDT** metody použity.
- Příprava konstrukce pro inspekci
Úroveň očištění a odstrojení konstrukce případně přilehlých systémů atd.

V případě, že jsou **NDT** metody zavedeny do údržby letounu, je nutné si uvědomit, že ne všechny z nich se v reálném provozu ukáží jako efektivní. Je proto důležité, aby byly jejich výsledky sledovány, zvlášť pokud je výrobce nebo provozovatel na daný typ nově zavádí.

NDT Manuál

V případě použití **NDT** metod na letounu, musí být sestaven **NDT** manuál, ve kterém jsou popsány postupy jednotlivých **NDT** úkonů na letounu. Kromě toho obvykle obsahuje i obecný popis jednotlivých **NDT** metod. Obecné popisy **NDT** metod jsou uvedeny v podkapitole 8.2. V tabulce Tab. 11 je uvedeno shrnutí velikostí detekovatelných vad jednotlivé metody **NDT**. Tyto hodnoty budou dále použity pro výpočet intervalů prohlídek.

Velikost detekovatelných vad pro vybrané NDT metody		
	Metoda	Velikost vady [mm]
Vnější vady	Vířivé proudy (standardní sonda)	2,54
	Vířivé proudy (rotační sonda)	1,27
	Magnetické metody	>1,27*
	Kapilární	5,08
Vnitřní vady	Prozařovací metody	10,16
	Ultrazvukové	6,35

**Platí jen pro feromagnetické materiály, u slitin hliníku se metoda nepoužívá*

Tab. 11 Velikost detekovatelných vad pro vybrané **NDT** metody [51,74,75]

8.4 Výpočet intervalů údržby

V případě, že známe detekovatelné velikosti vad, a jsou k dispozici růstové křivky trhlin pro konstrukci je možné určit interval údržby (inspekce).

Cílem inspekčních prohlídek je odhalení rostoucí vady (trhlina), před dosažením kritické velikosti, proto je důležitá definice, jak prvních, tak i následujících kontrol. V případě, že je odhalena trhlina, je buď zajištěna oprava a/nebo je daná část konstrukce sledována se zvýšenou intenzitou.

Pro určení intervalů údržby je důležité definovat rozptylový faktor. Jejich hlavním cílem je zajištění několikanásobné možnosti odhalení rostoucí vady konstrukce, ještě před jejím selháním. Pro určení intervalů údržby letounu se používají dva základní rozptylové faktory. Rozptylový faktor RF_1 je zaměřen na celkovou životnost konstrukce, zatímco rozptylový faktor RF_2 definuje opakující se počet prohlídek od první prohlídky. Rozptylové faktory, můžeme určit pomocí ovlivňujících faktorů [24] z tabulky Tab. 12 a rovnic 7 a 8.

Faktory ovlivňující hodnotu rozptylových faktorů	
Faktor	Hodnota / Popis
K1, K2	2 / Základní hodnota
K3	1 / Pro prostředí s nízkou úrovní vlhkosti 1,5 / Pro prostředí se střední úrovní vlhkosti 2 / pro prostředí s vysokou úrovní vlhkosti
K4	Speciální ovlivňující faktor, použitý pro speciální použití (použití schvaluje úřad)

Tab. 12 Faktory ovlivňující hodnotu rozptylový faktor [24]

$$RF_1 = K_1 \cdot K_3 \cdot K_4 \quad (8.7)$$

$$RF_2 = K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \quad (8.8)$$

Pro potřeby této práce bude faktor K_3 volen pro prostředí s nízkou úrovní vlhkosti $K_3=1$. Faktor K_4 bude volen pro popis přenosu zatížení $K_4=1$ pro mnohačetný přenos zatížení (Multiple Load Path-MLP) a $K_4=1,5$ pro jednoduchý přenos zatížení (Single Load Path-SLP). Dosazením do rovnic získáme rozptylové faktory:

$$RF_1 = K_1 \cdot K_3 \cdot K_4 = 2 \cdot 1 \cdot 1 = 2 \text{ (MLP)}$$

$$RF_2 = K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 = 2 \cdot 1 \cdot 1 = 2 \text{ (MLP)}$$

$$RF_1 = K_1 \cdot K_3 \cdot K_4 = 2 \cdot 1 \cdot 1,5 = 3 \text{ (SLP)}$$

$$RF_2 = K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 = 2 \cdot 1 \cdot 1,5 = 3 \text{ (SLP)}$$

Počáteční inspekci, také známou jako počáteční práh inspekčních prohlídek, určíme jako podíl celkové životnosti (stanovenou analýzou šíření trhliny) a faktoru rozptylu RF_1 .

$$T_P = \frac{T_{Crit}}{RF_1} \quad (8.9)$$

Pozn.: Počáteční inspekce musí být provedena nejpozději v polovině navrhované životnosti.

To znamená, že v případě, že uvažujeme životnost letounu 30000 h musí být počáteční prohlídka provedena nejpozději do 15 000 letových hodin.

Interval prohlídek je následně vypočten z rozdílu času dosažení kritické a detekovatelné trhliny, podělené rozptylovým faktorem RF_2 .

$$T_I = \frac{T_{Crit} - T_{Det}}{RF_2} \quad (8.10)$$

Pozn.: Na základě těchto dat, je možné vypočítat intervaly prohlídek pro jednotlivé SSI prvky konstrukce a navrhnout úkoly údržby. Je nutné si uvědomit, že pro každý konstrukční prvek na letounu pravděpodobně vyjde jiný potřebný interval údržby. Proto se dané intervaly mohou v konečném plánu údržby lišit od vypočtených hodnot.

9. Výběr vhodné metody inspekce

Obecně se uvádí, že použití sofistikovanějších **NDT** metod zvyšuje náklady a je proto vhodné navrhovat údržbu od jednoduchých (**GVI**) vizuálních prohlídek, až po speciální detailní prohlídky (**SDI**) [3]. Některé zdroje dokonce uvádí, že sofistikovanější metody inspekce by měly být uvažovány jen v případech, kdy nelze použít obecné vizuální metody (**GVI**) [51]. Avšak je nutné si uvědomit, že efektivnost inspekční prohlídky nezávisí jen na nákladech na provedení prohlídky nebo její technickou proveditelnost, ale na mnoha dalších kritériích jako je například doba prohlídky, nároky na obsluhu nebo interval mezi prohlídkami. To znamená, že v některých případech, kdy je možné využít vizuální inspekci, nemusí být její použití nejvýhodnější. **Bohužel MSG-3 neřeší jaký druh inspekce, je pro danou konstrukci volen a zda se opravdu jedná o nejvhodnější metodu inspekce pro daný případ. Zároveň momentálně neexistuje žádná metodika, která by strukturovaně a logicky řešila postupy pro stanovení nejvhodnějších metod údržby.** Jedním z hlavních cílů práce je tedy navrhnout metody pro volbu vhodných inspekčních metod draku letounu s uvažováním různých priorit a kritérií provozu letounu.

Pro výběr vhodných metod inspekce na základě různých kritérií existuje řada různých přístupů např. použití fuzzy systémů nebo vícekritériální rozhodování atp.

Po zvážení byly pro účely dizertační práce vybrány metody Vícekritériálního Hodnocení Variant (**VHV**), především z toho důvodu, že tyto metody jsou přímo určené k výběru různých variant na základě většího množství kritérií. U ostatních metod je nutné dané metody upravit, tak aby pracovaly, jak s vágními pojmy, tak zároveň s hodnotami kvantitativními např. použití fuzzy systému. Mezi další výhody patří univerzálnost použití pro různé druhy problémů (technických, ekonomických ale třeba i lékařských), jednoduchost použití, rozsáhlá databáze konkrétních metod výběru varianty, ze které si expert může vybrat konkrétní metody vhodné pro danou aplikaci.

9.1 Klasifikace parametrů inspekčních metod

V případě, že jsou k dispozici data z únavových zkoušek nebo analýz životnosti, je poměrně snadné určit intervaly údržby letounu pro jednotlivé inspekční metody. Avšak mezi metodami jsou značné rozdíly z hlediska, finančních nároků, nároků na personál a jeho proškolení, časů potřebných pro přípravu inspekce atd. Tyto parametry mohou významně ovlivnit vhodnost jednotlivých metod inspekce. Například prozařovací metody inspekce nejspíše nebude příliš vhodné používat na nižších úrovních údržby (A Check), které se provádějí po každých 300 letových hodinách.

Kvantifikace těchto parametrů je složitá, jelikož jednotlivé parametry inspekčních metod se mohou lišit, jak z důvodu použití jiných typů a značek přístrojového vybavení, tak i rozdíly mezi jednotlivými servisními středisky. Proto v této práci bude použito kvalitativní hodnocení pro jednotlivé inspekční metody. Hodnocení je uvedeno na základě informací organizace NDT.net a lit. [27]. Klasifikace základních parametrů je uvedena v Tab. 13.

Klasifikace parametrů inspekčních metod						
Parametr	Inspekční metoda					
	Vizuální metody	Vířivé proudy	Kapilární metody	Prozařovací metody	Ultrazvuk	Magnetické metody
Náklady na zařízení	Velmi nízké*	Střední	Nízké	Vysoké	Vysoké	Střední
Náklady na provoz	Velmi nízké*	Nízké	Střední	Vysoké	Nízké	Střední
Dostupnost výsledků	Okamžitá	Okamžitá	S krátkou prodlevou	Se zpožděním	Okamžitá	S krátkou prodlevou
Nároky na obsluhu	Nízké	Střední	Nízké	Vysoké	Vysoké	Vysoké
Přenosnost zařízení	Výborné*	Dobré	Výborné	Obtížné	Dobré	Dobré

*Příruční světelné zdroje a prostředky pro zvětšení s nízkou úrovní zvětšení.

Tab. 13 Klasifikace parametrů inspekčních metod [27]

9.2 Vícekriteriální hodnocení

Vícekriteriální rozhodování je proces hodnocení několika variant řešení podle různých kritérií [17,18]. Cílem je nalézt jednu nejlépe hodnocenou variantu řešení, seřadit varianty dle vhodnosti, nebo vyloučit neefektivní varianty.

Rozdělujeme dva základní modely vícekriteriálního rozhodování:

- **Vícekritériální optimalizační model** – Množina přípustných řešení je nekonečná (implicitní vyjádření).
- **Vícekritériální hodnocení variant** – Množina přípustných řešení je konečná (explicitní vyjádření)

Vzhledem k povaze úlohy, bude v práci dále uvažován model vícekritériálního hodnocení variant.

V úlohách vícekritériálního hodnocení variant je dána konečná množina m variant, které jsou hodnoceny podle n kritérií. Cílem je učinit rozhodnutí, která varianta je podle daných kritérií hodnocená nejlépe.

Mezi komponenty vícekritériálního hodnocení variant patří varianty, kritéria, kritériální matice a váhy kritérií.

Varianty – konkrétní rozhodovací možnosti, které jsou realizovatelné. Varianty budou v textu značeny A_i (pro $i=1,2,\dots,m$). V tomto případě jsou varianty metody inspekce.

Kritéria – hlediska, podle kterých jsou varianty posuzovány. Kritéria budou značeny K_j (pro $j=1,2,\dots,n$). Kritéria mohou být čas prohlídky, detekční schopnosti jednotlivých variant, cena prohlídky atd.

Typy kritérií

Kritéria kvantifikovatelnosti:

- Kvantitativní kritérium – objektivně měřitelný údaj (velikost trhliny, čas do prohlídky)
- Kvalitativní kritérium – subjektivní údaj, který nelze měřit. Je nutné užít k převedení subjektivního údaje bodovací stupnice nebo relativní hodnocení variant (nároky na zkušenost obsluhy)

Kritérium dle povahy:

- Maximalizační kritérium – platí, že vyšší hodnota znamená vyšší hodnocení kritéria.
- Minimalizační kritérium – platí, že nižší hodnota znamená vyšší hodnocení.

Preference kritérií – vyjadřuje důležitost daného kritéria v porovnání s ostatními kritérii:

- Bez preference kritérií
- Hodnocení dle aspiračních úrovní
- Ordinální preference (známé pořadí kritérií, ale ne jejich rozestup)
- Kardinální preference (známé pořadí i rozestupy kritérií)

Kriteriální matice – Je-li hodnocení všech variant kvantifikováno údaje se uspořádají do tzv. **kriteriální matice** $Y=(y_{ij})$. Prvky této matice vyjadřují hodnocení i -té varianty podle j -tého kritéria. Řádky odpovídají variantám, sloupce kritériím (Tab. 14).

$Y=(y_{ij})$	K_1	K_2	...	K_n
A_1	y_{11}	y_{12}	...	y_{1n}
A_2	y_{21}	y_{22}	...	y_{2n}
...
A_m	y_{m1}	y_{m2}	...	y_{mn}

Tab. 14 Kriteriální matice

9.2.1 Metody stanovení vah kritérií

Většina metod vícekritériálního hodnocení vyžaduje odlišení jednotlivých kritérií z hlediska jejich významnosti. Významnost kritérií můžeme vyjádřit číselně pomocí tzv. vah kritérií.

Váha kritéria K_j bude značena $v_j, j=1,2, \dots, n$, kde n je počet všech uvažovaných kritérií. Pro možnost srovnání váhy kritérií jsou stanovené různými metodami, popř. různými experty, vyjadřujeme je v normovaných hodnotách w_j , které jsou vypočítány dle vztahu:

$$w_j = \frac{v_j}{\sum_{k=1}^n v_k}, \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (9.1)$$

Normované váhy jsou nezáporná čísla, jejichž součet se rovná jedné.

Metody stanovení vah kritérií jsou děleny podle informace, která je nutná ke stanovení vah:

- Nelze určit preference
- Používá se v situaci, kdy není možné rozlišit důležitost jednotlivých kritérií. Všem kritériím je přiřazena stejná váha. To znamená, máme-li 10 kritérií. Každému je přiřazena váha 0.1 ($w_j = \frac{1}{n}$).
- Jsou k dispozici ordinální informace o kritériích
Je možno určit pořadí jednotlivých kritérií, ale nelze určit rozestupy v pořadí preferencí mezi jednotlivými kritérii.
- Jsou k dispozici kardinální informace o kritériích
Je možno určit jak pořadí, ale i rozestupy v pořadí preferencí mezi jednotlivými kritérii.

Mezi často používané metody určení pořadí patří:

- **Metoda pořadí**

Kritéria jsou seřazena od nejvýznamnějšího po nejméně významné K_1, K_2, \dots, K_n . K takto uspořádaným kritériím se přiřadí váhy $n, n-1, \dots, 2, 1$. Pro normovanou váhu kritéria K_j s vahou v_j poté platí vztah:

$$w_j = \frac{v_j}{1+2+\dots+n} = \frac{v_j}{\frac{n(n+1)}{2}}, \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (9.2)$$

- **Fullerova metoda**

Při vyšším počtu kritérií je vhodné srovnávat vždy pouze dvě kritéria, u kterých je snazší rozhodnout, které je důležitější. V takových případech lze využít srovnání pomocí tzv. Fullerova trojúhelníku. Za předpokladu, že jednotlivá kritéria jsou pevně očíslována pořadovými čísly $1, 2, \dots, n$. Fullerův trojúhelník je tvořen dvojřádky, přičemž každá dvojice kritérií vyskytuje jednou (Obr. 9-1). U každé dvojice se označí číslo toho kritéria, které je považováno za důležitější. Takže pro kritérium K_j představuje počet označených čísel j počet jeho preferencí, který označíme f_j . Protože při počtu kritérií n je počet párových srovnání kombinačním číslem $\binom{n}{2}$, tak pro normovanou váhu kritéria K_j platí vztah.

$$w_j = \frac{f_j}{\frac{n(n-1)}{2}}, \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (9.3)$$

1	1	1	...	1
2	3	4	...	n
	2	2	...	2
	3	4	...	n
		n
			n-2	n-2
			n-1	n
				n-1
				n

Obr. 9-1 Schéma Fullerova trojúhelníku

- **Bodovací metoda**

Při bodovací metodě se důležitost kritérií hodnotí počtem bodů (čím je kritérium důležitější tím více bodů mu je přiděleno). Bodovací stupnice může mít větší či menší rozsah např. 1 až 5 nebo 1 až 100 apod. Přidělený počet bodů lze převést na normovanou váhu podle vzorce (1). Zvláštním případem bodovací metody je alokace 100 bodů (Metfesselova alokace), které se mezi jednotlivá kritéria v souladu s jejich důležitostmi rozdělují.

- **Metoda kvantitativního párového srovnání (Saatyho metoda)**

U Saatyho metody se kromě preferovaného výběru kritéria určuje pro každou dvojici kritérií také velikost této preference. K vyjádření velikosti preferencí Saaty doporučuje bodovou stupnici (Tab. 15)

Vyjádření Preferencí dle Saatyho	
Číselné	Slovní
1	Kritéria jsou stejně významná
3	první kritérium je slabě významnější než druhé
5	první kritérium je silně významnější než druhé
7	první kritérium je velmi silně významnější než druhé
9	první kritérium je absolutně významnější než druhé

Tab. 15 vyjádření preferencí dle Saatyho

Pro citlivější vyjádření preferencí je možné použít i mezistupně (2, 4, 6, 8). Velikost preferencí *i-tého* kritéria proti *j-tému* můžeme uspořádat do Saatyho matice **S** (16), jejíž prvky s_{ij} představují odhady podílů vah kritérií (kolikrát je jedno kritérium významnější než druhé):

$$s_{ij} \approx \frac{v_i}{v_j}, i, j = 1, 2, \dots, n \quad (9.4)$$

Matice **S** je čtvercová řádu $n \times n$ a pro její prvky platí

$$s_{ij} = \frac{1}{s_{ji}}, i, j = 1, 2, \dots, n \quad (9.5)$$

$$\mathbf{S} = \begin{pmatrix} 1 & s_{12} & \cdots & s_{1n} \\ 1/s_{12} & 1 & \cdots & s_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1/s_{1n} & 1/s_{2n} & \cdots & 1 \end{pmatrix} \quad (9.6)$$

To znamená, že matice **S** je reciproční. Na diagonále matice **S** jsou vždy hodnoty jedna (každé kritérium je samo osobě rovnocenné).

Z uvedených metod je patrné, že váhy kritérií jsou subjektivního charakteru, které závisí na použité metodě výběru a na zkušenostech hodnotitele. Proto se doporučuje zapojení více hodnotitelů nebo aplikace více metod.

V případě že hodnocení provádí více hodnotitelů je možné přidělit váhy i jednotlivým hodnotitelům.

9.2.2 Metody stanovení pořadí variant

Cílem metod vícekritériálního hodnocení variant je stanovení pořadí výhodnosti jednotlivých variant z hlediska zvolených kritérií. Obvykle se hledá nejlépe hodnocená kompromisní varianta, která není dominována jinou variantou. Rozlišujeme následující druhy variant ve vztahu s ostatními variantami:

- Dominovaná varianta - V případě, že máme všechny kritéria maximalizační tak varianta A_i dominuje variantu A_j v případě že existuje alespoň jedno kritérium K_l , kde $y_{il} > y_{jl}$ a zároveň pro ostatní kritéria platí $(y_{i1}, y_{i2}, \dots, y_{in}) \geq (y_{j1}, y_{j2}, \dots, y_{jn})$.
- Kompromisní varianta – nedominovaná varianta doporučená k řešení.
- Ideální varianta – Varianta, která ve všech hodnocených kritériích dosahuje nejlepších výsledků. Varianta dominuje všechny ostatní varianty.

Jednotlivé metody se pak liší definicí kompromisní varianty, náročností a použitelností pro různé druhy úloh. Metody stanovení vah kritérií jsou, také subjektivního charakteru.

V dnešní době existuje mnoho různých metod přístupu k vícekritériálnímu hodnocení přistupovat. V této práci budou jsou uvedeny pouze vybrané často používané metody a metody použité v případové studii. Existují 3 základní typy metod stanovení pořadí variant:

- **Metody vyžadující aspirační úroveň kritérií** – Je známa hodnota kritérií, které má být dosaženo (například je požadován interval mezi prohlídkami daného prvku je alespoň 3000 h)
 - Konjunktivní metoda
 - Disjunktivní metoda
- **Metody vyžadující ordinální informace o variantách** – Je vyžadována informace o pořadí variant dle každého kritéria
 - Metoda pořadí
 - Lexikografická metoda

- ORESTE
- **Metody vyžadující kardinální informaci o variantách** – Je vyžadována kardinální (rozystup) informace o každé variantě dle každého kritéria
 - Metoda bodovací
 - TOPSIS
 - Bazické varianty

Pozn.: V této podkapitole budou dále popsány základní metody pro všechny tři základní typy úloh.

- **Konjunktivní metoda (Aspirační úrovně)**

Při použití konjunktivní metody je nutné znát (nebo určit) aspirační úrovně všech kritérií a kardinální ohodnocení variant dle jednotlivých kritérií. V případě, že některá z variant nesplní aspirační úroveň pro některé z kritérií je automaticky vyřazena jako neakceptovatelná. Akceptovatelné varianty jsou pouze ty, které **splní všechny aspirační úrovně**.

Množinu přípustných řešení můžeme pro maximalizační kritéria zapsat:

$$M = \{A_i | y_{ij} \geq z_{ij}\}, \text{ pro všechna } j = 1, 2, \dots, n \quad (9.7)$$

Množinu přípustných řešení můžeme pro minimalizační kritéria zapsat:

$$M = \{A_i | y_{ij} \leq z_{ij}\}, \text{ pro všechna } j = 1, 2, \dots, n \quad (9.8)$$

V případě, že používáme kombinaci minimalizačních a maximalizačních kritérií můžeme říct, že do množiny M patří ty varianty, které podle **všech** kritérií dosahují stanovenou aspirační úroveň anebo jsou lepší.

Poznámka: Pokud jsou aspirační úrovně nastaveny příliš přísně, může se stát, že množina akceptovatelných řešení bude prázdná. V takovém případě je nutné aspirační úrovně snížit.

- **Disjunktivní metoda (Aspirační úrovně)**

Disjunktivní metoda je velice podobná konjunktivní metodě s tím rozdílem, že mezi přípustné varianty řadíme takové varianty, které splňují **alespoň jednu aspirační úroveň** daného kritéria.

Množinu přípustných řešení můžeme pro maximalizační kritéria zapsat:

$$M = \{A_i | y_{ij} \geq z_{ij}\}, \text{ pro alespoň jedno } j = 1, 2, \dots, n \quad (9.9)$$

Množinu přípustných řešení můžeme pro minimalizační kritéria zapsat:

$$M = \{A_i | y_{ij} \leq z_{ij}\}, \text{ pro alespoň jedno } j = 1, 2, \dots, n \quad (9.10)$$

- **Metoda pořadí (Ordinální informace)**

Metoda pořadí patří mezi nejjednodušší metody stanovení pořadí variant s požadovanou ordinální informací. Metoda je založena na převedení kriteriální matice na matici pořadí. To znamená, že se na základě všech kritérií přiřadí variantám jejich pořadí. V případě, že neznáme jednotlivé preference, tak se pouze jednoduše sečtou pro každou variantu všechna pořadí. Doporučená kompromisní varianta je poté ta s nejmenším součtem. Pokud jsou známy preference kritérií, tak se vypočítá vážené pořadí variant, a opět varianta s nejnižším součtem je doporučena jako kompromisní varianta.

Pozn.: V případě, že dvě a více variant dosáhne stejného pořadí pro některé z kritérií, tak se pro výpočet bere průměrné pořadí. To znamená, že například dvě varianty údržby mají druhé nejlepší hodnoty dle některého kritéria a tím pádem jsou na druhém místě, tak pro výpočet musíme brát, že obsadily 2 a 3 místo a výsledné pořadí poté je pro obě varianty 2,5.

- **Metoda lexikografická (Ordinální informace)**

Opět se jedná o základní metodu, která vychází z předpokladu, že největší vliv na výběr kompromisní varianty má nejdůležitější kritérium. V případě, že jsou některé varianty dle nejdůležitějšího kritéria hodnoceny stejně hodnotí se druhé nejdůležitější kritérium atd. hodnocení končí ve chvíli kdy je vybrána jediná varianta, nebo když jsou vyčerpány všechna kritéria. V takovém případě jsou kompromisní varianty všechny, které byly hodnoceny stejně po zařazení posledního kritéria.

- **Metoda ORESTE (Ordinální informace)**

Tato metoda, také patří mezi metody vyžadující ordinální informace, u této metody je přípustné přidělit jak kritériím, tak variantám stejnou důležitost tzv. kvazi-uspořádání kritérií a variant. Oproti metodě pořadí a lexikografické variantě se již však jedná o složitější metodu, kterou je vhodné zvláště při větším počtu variant a kritérií, řešit softwarově.

Základem metody je určení vzdálenosti každé varianty dle každého kritéria od fiktivního počátku tzv. varianta/kritérium 0, a jejich uspořádání.

Poté je provedena preferenční analýza. Pro každou dvojici možností je prováděn test preference P, indiference I, a nesrovnatelnosti N na základě preferenční intenzity. Analytik/rozhodovatel rozhoduje o výsledku na základě prahů α , β , γ , kde

$$\alpha \leq \frac{1}{2(m-1)} \quad (9.11)$$

$$\beta \leq \frac{1}{n(m-1)} \quad (9.12)$$

$$\gamma \geq \frac{n-2}{4} \quad (9.13)$$

Výsledky lze zapsat do matice, ve které prvky matice informují o vzájemném vztahu každé dvojice variant (Preference, Indiference, Nesrovnatelnost).

- Metoda bodovací (Kardinální informace)

Bodovací metoda je příkladem, metody, u které je nutná znalost kardinální informace. Každému prvku rozhodovací matice je přiřazen určitý počet bodů (b_{ij}), a to tak, že lepší hodnotě kritéria je přiřazen větší počet bodů. Maximální a minimální počet bodů musí být pro každé kritérium stejné. Počty bodů pro jednotlivá kritéria se poté vynásobí vahami, výsledné bodové ohodnocení všech kritérií jednotlivých variant se sečtou. Varianta s největším bodovým ohodnocením je poté vybrána jako kompromisní varianta.

Hodnocení varianty se provede dle vztahu:

$$b_i = \sum_{j=1}^n b_{ij}; i = 1, 2, \dots, m \quad (9.14)$$

- Metoda TOPSIS (Kardinální informace)

Metoda TOPSIS (Technique for Order Preference by Similarity to Ideal Solution) je založena na výběru varianty, která je nejbližší k ideální variantě a nejdále od bazální varianty. Předpokládá se maximalizační charakter všech kritérií. Jedná se již o komplexnější metodu, proto je zde uveden stručný postup výpočtu [17,18], který bude dále rozveden na případové studii v kapitole 10:

- 1.) Vytvoří se normalizovaná kritériální matice $\mathbf{R}=(r_{ij})$ dle vztahu:

$$r_{ij} = \frac{y_{ij}}{\sqrt{\sum_{i=1}^n y_{ij}^2}}; i = 1, 2, \dots, m; j = 1, 2, \dots, n \quad (9.15)$$

- 2.) Matice \mathbf{R} je převedena na normalizovanou kritériální matici \mathbf{Z} , tak, že každý sloupec matice \mathbf{R} je vynásoben vahou odpovídajícího kritéria dle vztahu:

$$z_{ij} = w_j \cdot r_{ij} \quad (9.16)$$

- 3.) Pomocí matice \mathbf{Z} je vytvořena ideální varianta (h_1, h_2, \dots, h_n) a bazální varianta (d_1, d_2, \dots, d_n), kde:

$$h_j = \max_i z_{ij}; j = 1, 2, \dots, n \quad (9.17)$$

$$d_j = \min_i z_{ij}; j = 1, 2, \dots, n \quad (9.18)$$

- 4.) Vypočítá se vzdálenost od ideální varianty a vzdálenost od bazální varianty dle vztahu:

$$d_i^+ = \sqrt{\sum_{j=1}^n (z_{ij} - h_j)^2}; i = 1, 2, \dots, m \quad (9.19)$$

$$d_i^- = \sqrt{\sum_{j=1}^n (z_{ij} - d_j)^2}; i = 1, 2, \dots, m \quad (9.20)$$

- 5.) Nakonec se určí relativní ukazatel od bazální varianty dle vztahu:

$$c_i = \frac{d_i^-}{d_i^+ + d_i^-}; i = 1, 2, \dots, m \quad (9.21)$$

- Metoda Bázické varianty (Kardinální informace)

Metoda spočívá v hledání varianty, která dosahuje nejlepších či předem stanovených hodnot z hlediska všech porovnávaných kritérií. Postup metody spočívá v přepočtení kritériální matice na matici uživatelských funkcí **U**, kde pro maximalizační zadání dat pro hodnotu v bázické variantě $y_j^{(b)}$ platí:

$$u_{ij} = \frac{y_{ij}}{y_j^{(b)}}; i = 1, 2, \dots, m; j = 1, 2 \dots n \quad (9.22)$$

V případě minimalizačního zadání dat:

$$u_{ij} = \frac{y_j^{(b)}}{y_{ij}}; i = 1, 2, \dots, m; j = 1, 2 \dots n \quad (9.23)$$

Pro jednotlivé varianty se nakonec vypočítá agregovaná funkce užítku dle vztahu:

$$u(A_i) = \sum_{j=1}^n w_j \cdot u_{ij} \quad (9.24)$$

9.3 Aplikace vícekritériálního hodnocení do výběru metody inspekce

V předchozí kapitole, byly teoreticky popsány způsoby a některé metody vícekritériálního hodnocení. Pro aplikaci do systému údržby je nutné určit varianty mezi, kterými bude rozhodováno a kritéria které budou pro jednotlivé varianty posuzovány. V této práci jsou jako varianty uvažovány následující inspekční metody, kritéria a preference:

1.) Varianty

- Vizuální metody
- Kapilární metody
- Vířivé proudy

2.) Kritéria

- Cena prohlídky dané součásti
- Doba prohlídky dané součásti
- Interval mezi prohlídkami
- Náročnost na vybavení servisního střediska

3.) Preference kritérií

- Bez znalosti preferenci kritérií
- Známé aspirační úrovně
- Známé ordinální úrovně

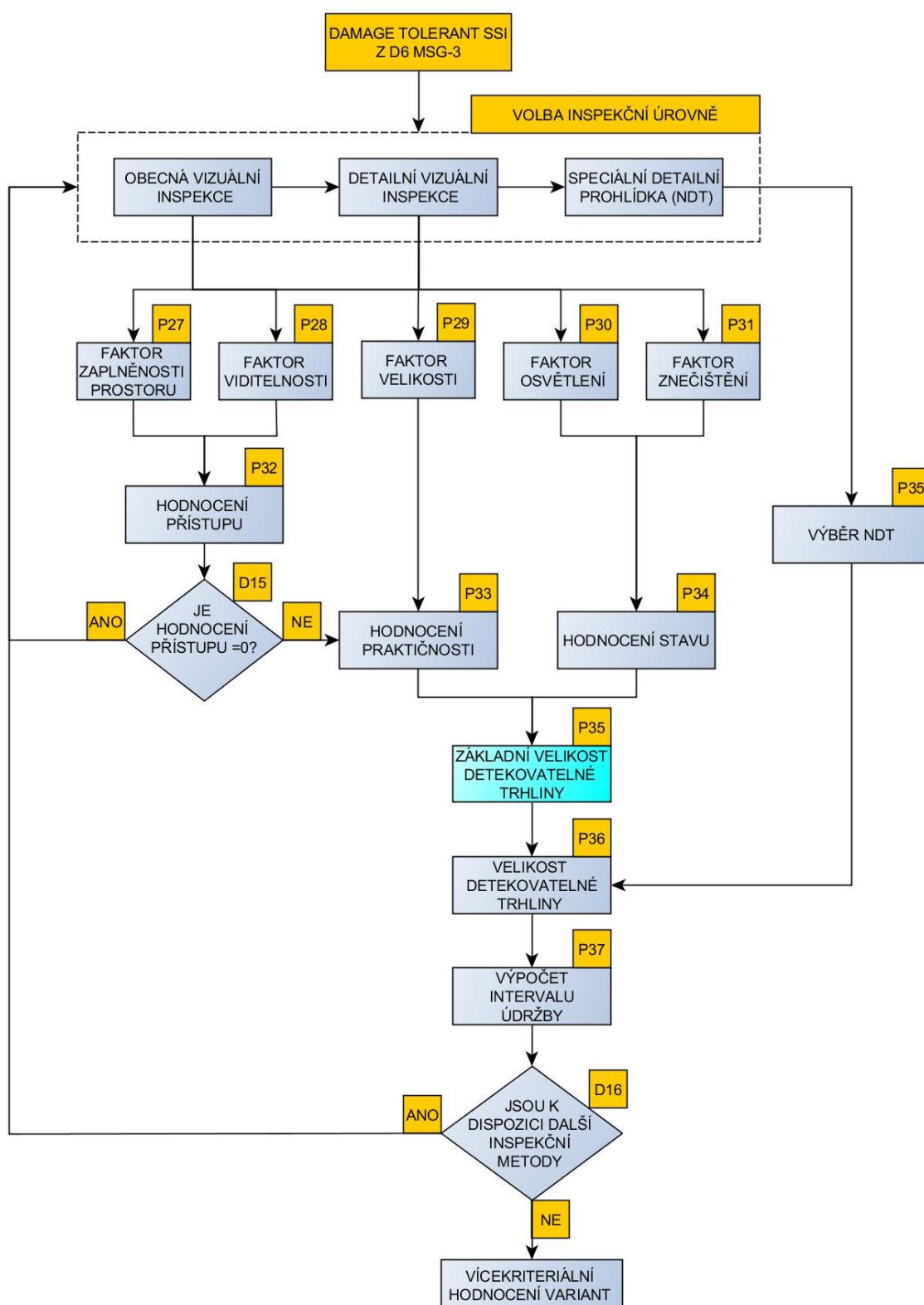
V případě reálného použití se **dané varianty i kritéria mohou libovolně měnit** na základě požadavků a možností provozovatelů nebo výrobců letadel.

9.3.1 Postup pro výběr kompromisní varianty inspekce údržby

Pro výběr kompromisní varianty je vhodné předem určit pro všechny zvažované metody inspekce, (varianty) detekovatelnou velikost poškození a interval údržby. Postupy určení detekovatelné velikosti trhliny pro vizuální metody a určení intervalů údržby byly podrobněji popsány v kapitole 9. Zjednodušený postup určení intervalů údržby a velikosti detekovatelného poškození je zobrazen na vývojovém diagramu Obr. 9-2 a popsán řadou procesních kroků (P1, P2, P3 atd.) a rozhodovacích kroků (D1, D2, D3 atd.) podobně jako postupy **MSG-3** takto:

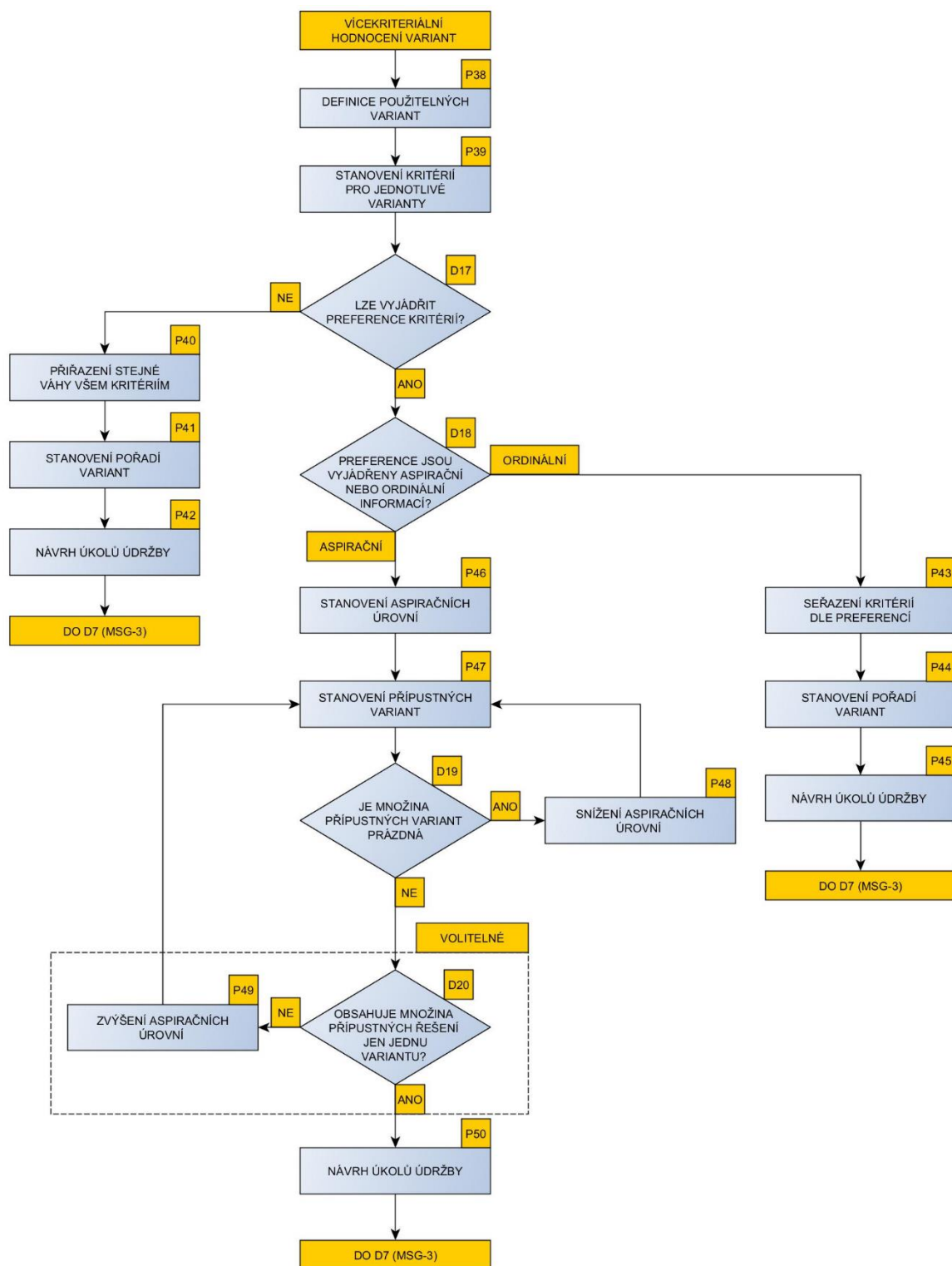
- a.) Určení volby inspekční úrovně. Analýza je provedena od obecné vizuální inspekce po uvažované speciální detailní prohlídky (**NDT**).
- b.) Pro obecné vizuální prohlídky a detailní vizuální prohlídky jsou určeny Faktory ovlivňující viditelnost poškození (P27-P31).
- c.) Je vyhodnocen přístup k prohlíženému místu (P32). V případě, že je hodnocení přístupu rovno 0 (D15) je nutné použít komplexnější metody inspekce nebo konstrukční část přepracovat. V případě, že není rovno nule provede se hodnocení praktičnosti (P33) a hodnocení stavu (P34).
- d.) Na základě hodnocení praktičnosti (P33) a hodnocení stavu (P34), je určena velikost základní detekovatelné trhliny L_{BAS} (P35) a vypočítána velikost detekovatelné trhliny (P36).
- e.) Jsou vypočítány intervaly údržby (P37)

- f.) Analýza se opakuje pro vizuální detailní inspekci, dále je provedena analýza pro všechny uvažované **NDT** metody do té doby, dokud nebudou analyzovány všechny uvažované inspekční metody (D16).
- g.) Pro speciální detailní prohlídky (**NDT**) je pro vybranou metodu (P35) určena detekovatelná velikost trhliny (P36) a dále se opakuje postup z kroku „e“ a „f“.
- h.) Jakmile jsou analyzovány všechny uvažované inspekční metody je provedeno vícekritériální hodnocení variant viz. Obr. 9-3.



Obr. 9-2 Postup pro určení intervalů údržby

Postup vícekritériálního hodnocení variant pro výběr metody údržby je zobrazen na vývojovém diagramu (Obr. 9-3) a je popsán řadou Procesních kroků (P1, P2, P3 atd.) a rozhodovacích kroků (D1, D2, D3 atd.) podobně jako postupy **MSG-3** takto:

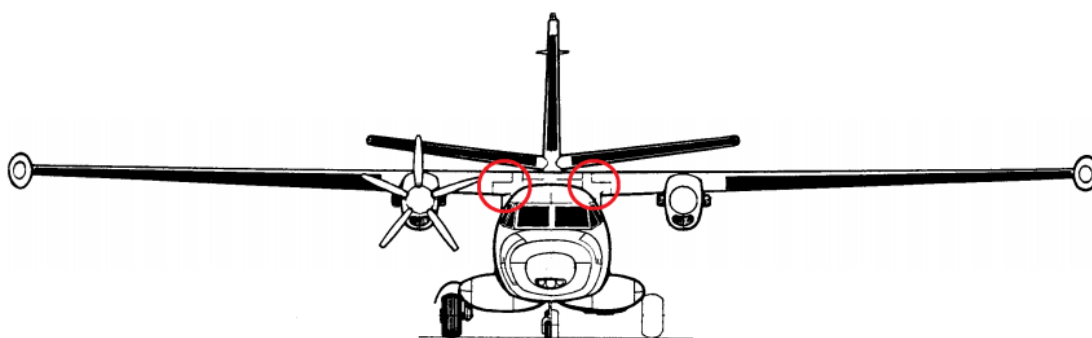


Obr. 9-3 Vícekritériální hodnocení variant údržby

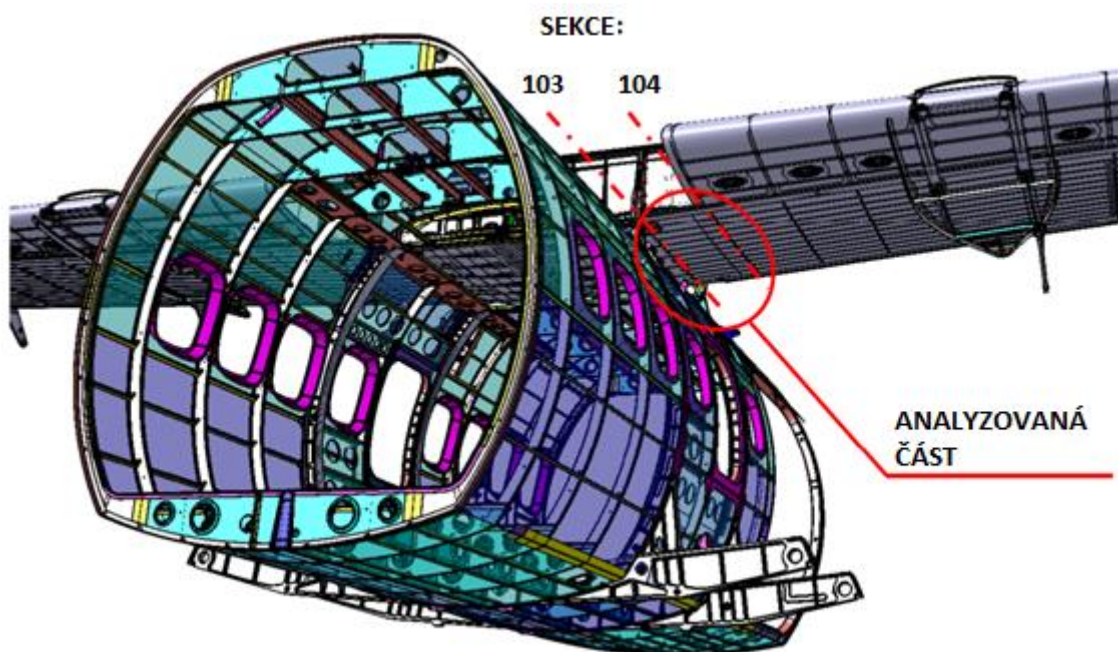
- a.) Definování všech uvažovaných metod údržby (variant), a jejich stručný popis.
- b.) Stanovení kritérií pro jednotlivé varianty (P39). V případech, kdy jsou některá kritéria hodnocena kvalitativně je nutné převést kvalitativní hodnocení na kvantitativní, včetně popsání stupnice nebo metody pro převedení.
- c.) Určí se, zda při výběru variant budou vyjádřeny preference kritérií (D17).
- d.) V případě, že preference kritérií nejsou vyjádřeny jsou všem kritériím přiřazeny stejné váhy (P40).
- e.) Proveďte se analýza hodnocení variant, dle některé z metod pracující s váhami preferencí a stanoví se pořadí jednotlivých variant (P41).
- f.) Nejlépe hodnocená varianta je zařazena do návrhu údržby a úkoly s ní spojené se předkládají skupině **SWG** (Obr. 7-7) (P42).
- g.) V případech, kdy známe preference kritérií zvolíme, jakým způsobem budou preference zadány (D18).
- h.) Při použití ordinálních informací o kritériích jsou jednotlivé kritéria seřazena dle důležitosti a jsou jim stanoveny váhy dle vybrané metody stanovení vah vyžadující ordinální informace (P43).
- i.) Proveďte se analýza hodnocení variant podle některé z metod vyžadující ordinální informace o kritériích (P44). Na základě analýzy se stanoví pořadí jednotlivých variant.
- j.) Nejlépe hodnocená varianta je zařazena do návrhu údržby a úkoly s ní spojené se předkládají skupině **SWG** (Obr. 7-7) (P45).
- k.) Při použití aspiračních úrovní je v první řadě nutné určit prvotní aspirační úrovně pro uvažovaná kritéria (P46).
- l.) Na základě aspiračních úrovní jsou stanoveny přípustné varianty (P47).
- m.) Zkontroluje se, zda množina přípustných řešení není prázdná (D19). V případě, že množina přípustných řešení je prázdná je nutné snížit aspirační úrovně (P48) a opakovat analýzu (P47 a D19).
- n.) V případě, že množina přípustných řešení obsahuje jen jednu variantu je varianta zařazena do návrhu údržby a úkoly s ní spojené se předkládají skupině **SWG** (Obr. 7-7) (P50). V případě, že množina řešení obsahuje více variant (D20) je doporučeno zvýšit aspirační úrovně (P49) a opakovat analýzu (P47, D19, D20). Pozn. V případě, že množina obsahuje více řešení a nechceme zvyšovat aspirační úrovně je možné vybrat jednu z vyhovujících variant s tím, že nemusí být vybrána nejlepší varianta.

10. Případová studie na konstrukci letounu L-410NG

Pro potřeby dizertační práce byla použita data analýzy šíření trhliny spodního panelu křídla letounu L-410 NG, které byly publikovány v diplomové práci Ing. Dalibora Vlčka [25]. V diplomové práci byla řešena životnost integrálního panelu spodní části křídla mezi sekcí **103** a **104**. Tato část křídla obsahuje závěsy křídlo-trup v sekci 103. Další spoje, klouby a výřezy daná část křídla neobsahuje, ale je uvažováno, že jsou v dané části umístěny palivové nádrže. Ilustrace daného místa jsou uvedeny na následujících obrázcích. Plánovaná životnost letounu je stanovena na 30000 h.

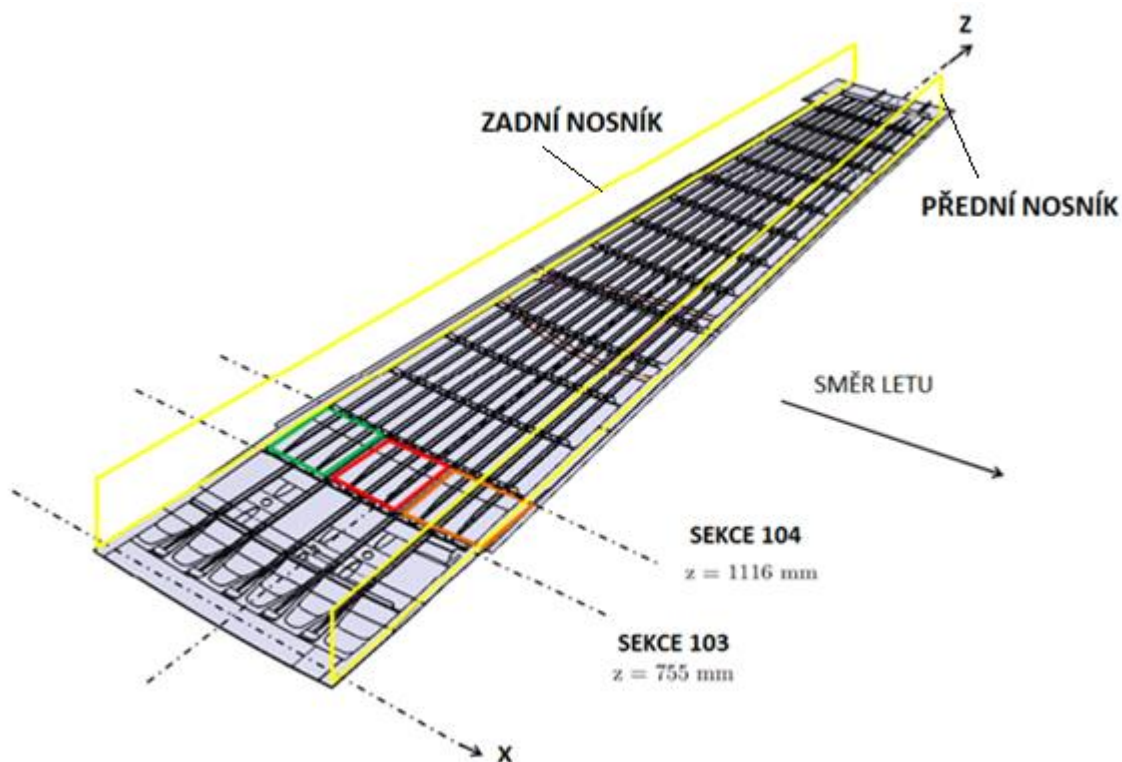


Obr. 10-1 Umístění analyzovaného místa [25]



Obr. 10-2 Detail analyzovaného místa [25]

Panel je integrálně zesílen podélníky. Tloušťka panelu mezi sekcí **103** a **104** se pohybuje mezi 3 a 4,5 mm. Tloušťka podélníků potom mezi 4 a 6 mm. Šířka panelu se v místě mezi sekcí **103** a **104** pohybuje okolo 1070 mm. Geometrie panelu je znázorněna na Obr. 10-3. Tloušťka pásnice se pro potřeby práce uvažuje 8 mm.



Obr. 10-3 Geometrie spodního panelu křídla letounu L-410 [25]

Byly uvažovány dva odlišné materiály:

- Hliníková slitina 2124-T851 – Pásnice
- Hliníková slitina 7475-T7351 – Integrální panel

V práci byly uvažovány následující metody inspekce:

- Obecná vizuální prohlídka (**GVI**)
- Detailní vizuální prohlídka (**DET**)
- Kapilární metody (**SDI**)
- Vířivé proudy (**SDI**)

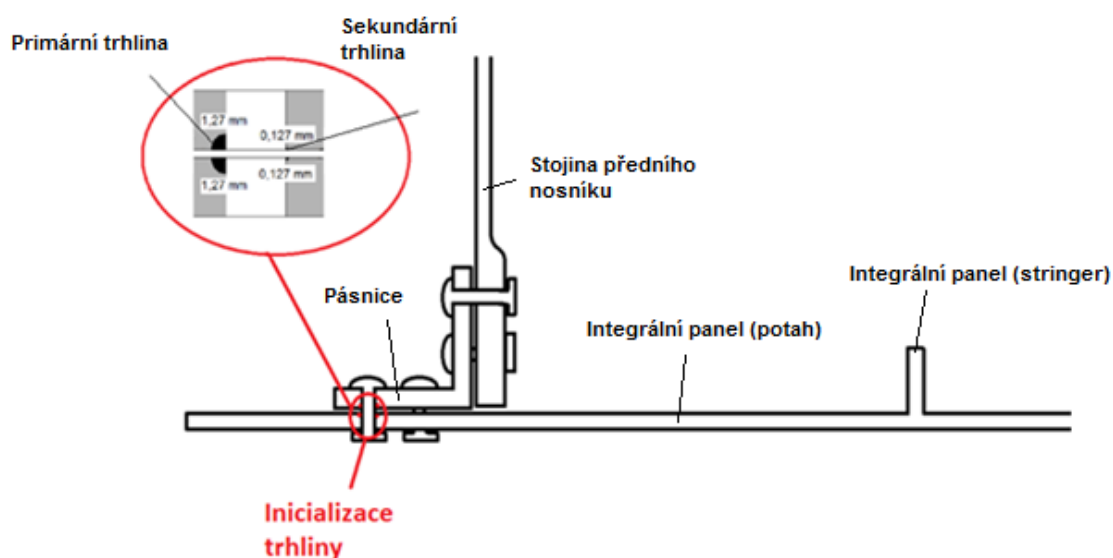
10.1 Popis šíření trhliny pro Příklad 1

Trhlina se šíří od vývrtu otvoru pro nýt, který je blíže okraji přilehlé pásnice. Uvažuje se šíření trhliny, jak v potahu integrálního panelu, tak v přilehlé pásnici viz

Obr. 10-4. Tento případ byl vybrán z důvodu nejnižší vypočítané životnosti daného spoje.

Pozn.: Únosnost nýtových spojů není v práci uvažována.

Výpočet byl proveden na základě doporučení JSSG-2006 [26], podle kterých byla stanovena velikost počáteční primární trhliny na **1,27 mm** (0,05 in.) a sekundární trhliny na **0,127 mm** (0,005). Maximální velikost primární trhliny je omezena vzdáleností k hraně konstrukce, která je pro pásnici 11,5 mm a pro potah integrovaného panelu 38 mm.



Obr. 10-4 Místo vzniku trhliny Příklad 1 [25]

Analýzou životnosti, která byla provedena v lit. [25] byla zjištěna životnost jednotlivých komponent konstrukce. Tato data jsou použita pro potřeby dizertační práce s drobnými změnami.

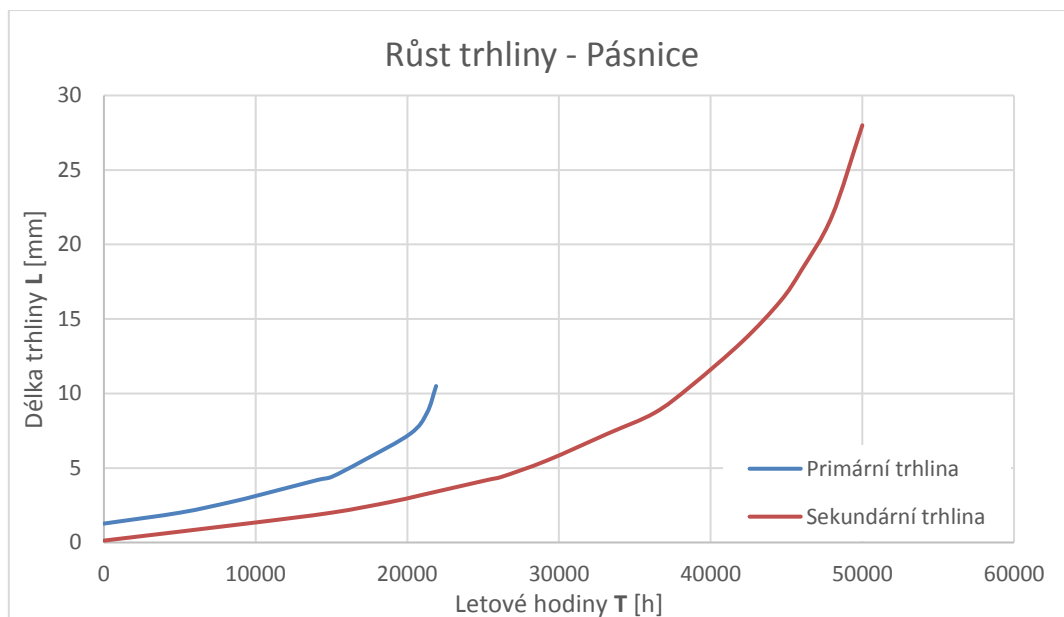
Pásnice – 50000 letových hodin (Nestabilní šíření trhliny $L_{crit}=28$ mm u sekundární trhliny. Celková trhlina včetně primární 39,5 mm.)

Potah integrálního panelu - (Nestabilní šíření trhliny $L_{crit}=257$ mm u sekundární trhliny. Celková trhlina včetně primární 293 mm) *

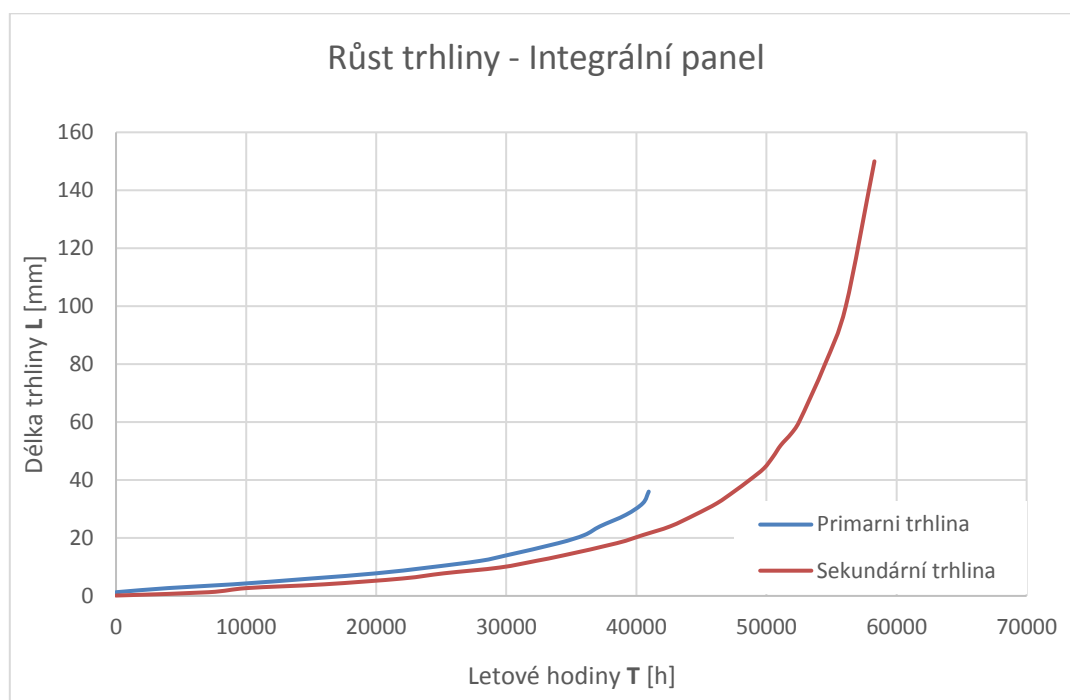
*Vzhledem k nedostupnosti dat je pro potřeby práce uvažována velikost kritické trhliny integrálního panelu $L_{crit}=150$ mm

Pozn. Detekovatelné velikosti trhliny jsou v této práci počítány jen ze sekundární trhliny.

Na Obr. 10-5 a Obr. 10-6 jsou zobrazeny křivky šíření trhliny v pásnici a v potahu integrálního panelu.



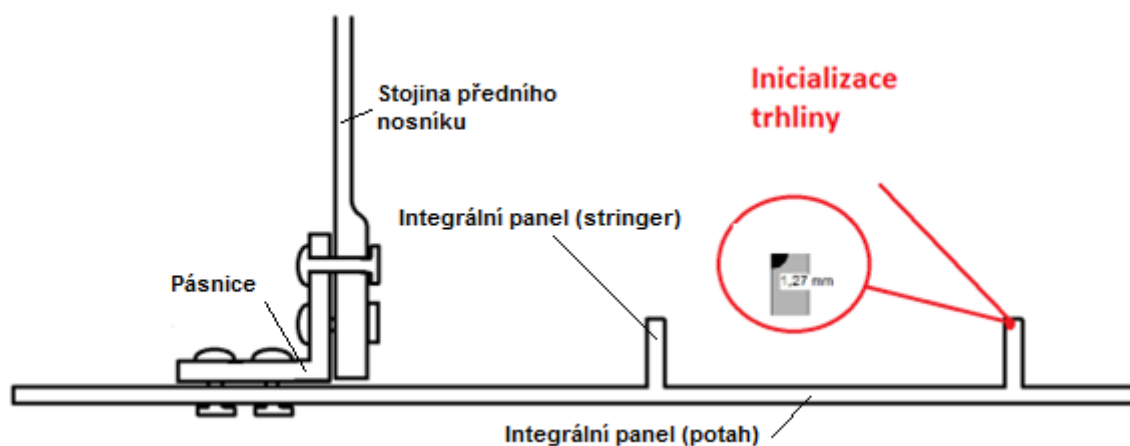
Obr. 10-5 Šíření trhliny v pásnici [25]



Obr. 10-6 Šíření trhliny v potahu integrovaného panelu [25]

10.2 Popis šíření trhliny pro Příklad 2

Trhlina se šíří od zesílení integrovaného panelu. Uvažuje se šíření trhliny přes zesílení panelu až k potahu integrovaného panelu, poté potahem integrovaného panelu viz Obr. 10-7.



Obr. 10-7 Místo vzniku trhliny Příklad 2 [25]

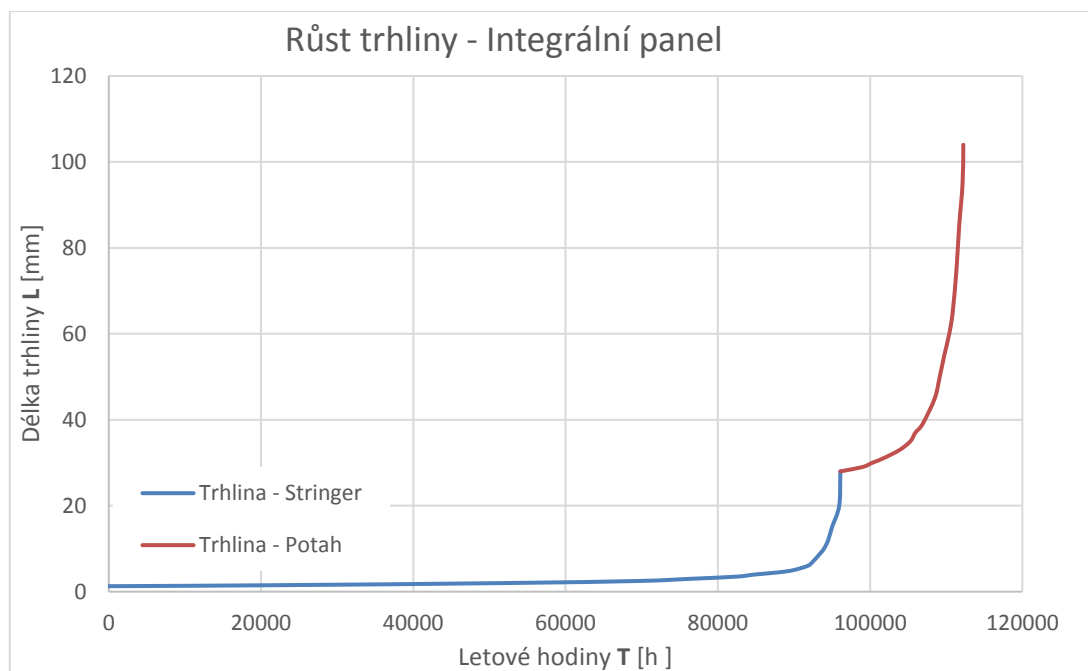
Analýzou životnosti, která byla provedena v lit. [25] byla zjištěna životnost spodního integrovaného panelu. Trhlina se nejdříve šířila zesílením v panelu (**25 mm**) a poté potahem integrovaného panelu až do kritické velikosti trhliny (**76 mm**).

Zesílení integrálního panelu (Stringer) – 96100 h (Dosažení potahu integrálního panelu $L_z=25$ mm)

Potah integrálního panelu – 16150 h (Nestabilní šíření trhliny $L_{Critp}=79$ mm)

Spodní integrální panel – 112250 h (Nestabilní šíření trhliny $L_{Crit}=104$ mm)

Na Obr. 10-8 je zobrazena křivka šíření trhliny v integrálním panelu.

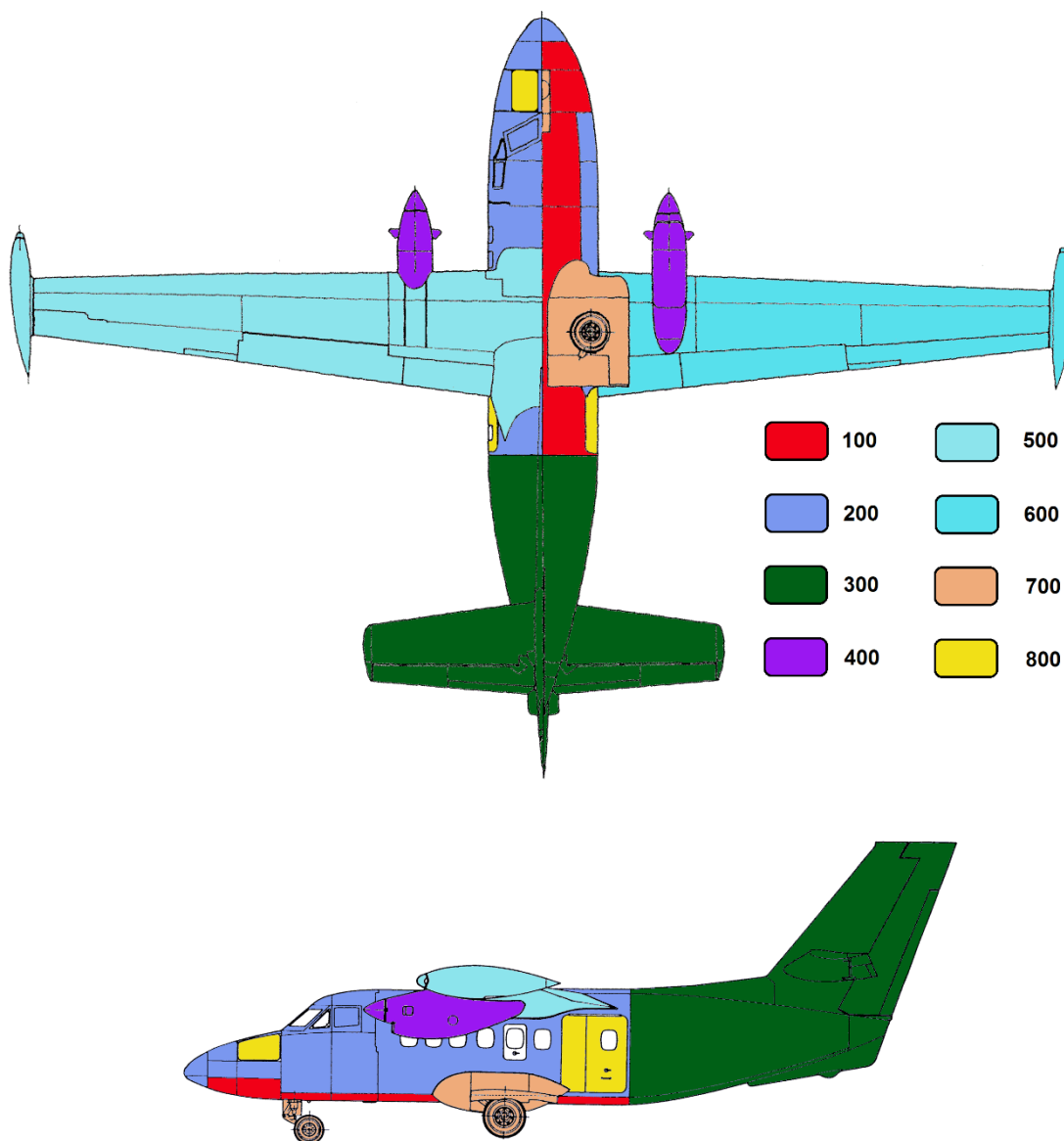


Obr. 10-8 Šíření trhliny v zesílení a potahu integrálního panelu [25]

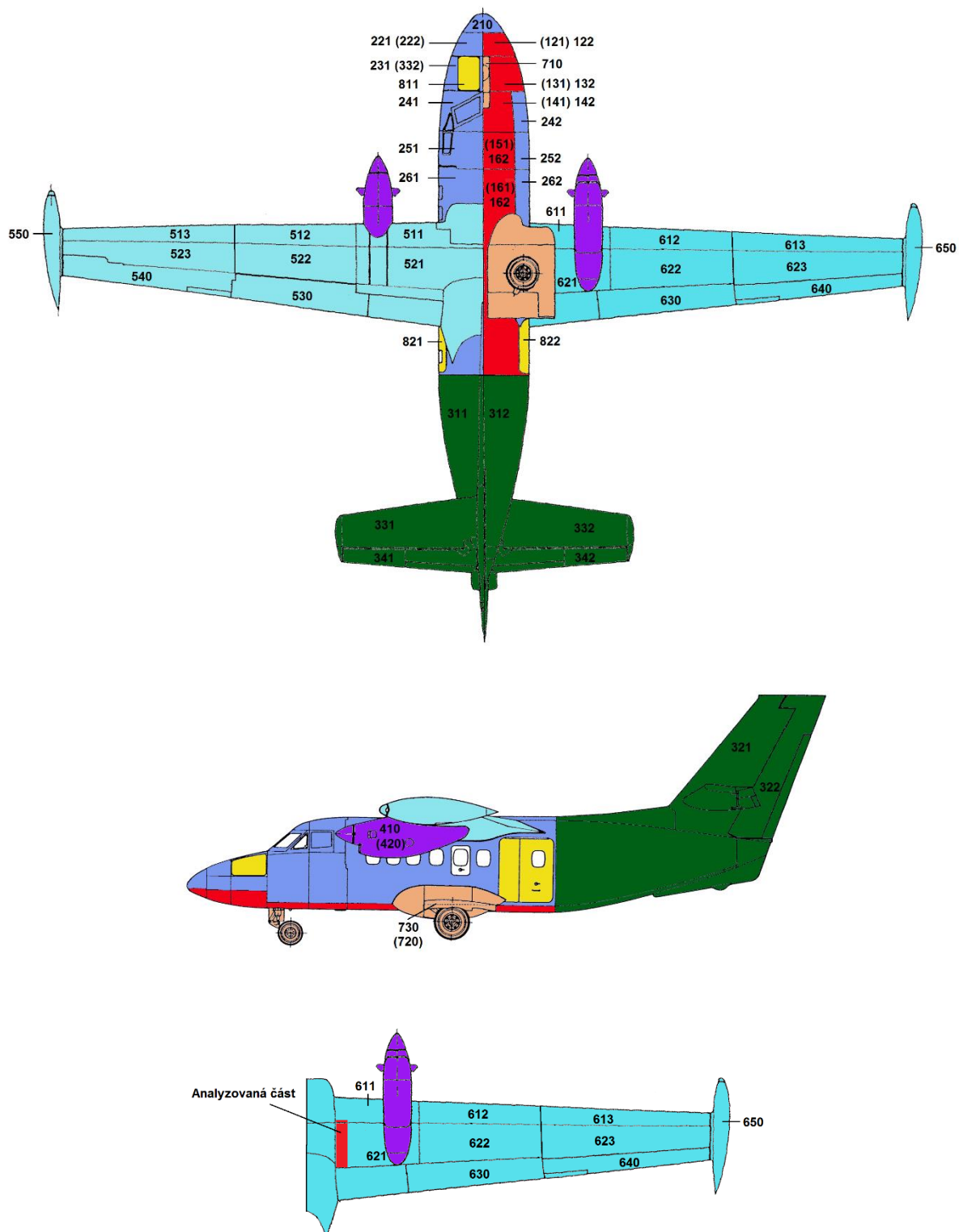
10.3 Definice konstrukčních prvků a určení SSI

Prvním procesním krokem (P1) dle diagramu z Obr. 7-2 je definování oblastí letounu a zón.

Pozn.: Členění částí konstrukce a údržby bude odpovídat specifikaci GAMA 2 [61] a rozdělení letounu do zón dle specifikace ATA iSpec 2200 [62] viz Obr. 10-9 a Obr. 10-10.



Obr. 10-9 Základní zóny letounu L-410



Obr. 10-10 Detailní zónování letounu L-410

Dle diagramu z Obr. 7-2 a kroku (P2), se definují konstrukční prvky na letounu, roztřídí se do zón a určí se, zda se jedná o významné konstrukční prvky **SSI** (P3).

Analyzované části náleží zóně **511** a **521** resp. **611** a **621**. Číslování a základní rozdělení analyzovaných dílů je uvedeno v Tab. 16.

Číslování analyzovaných částí na základě GAMA 2 a iSpec 2200					
Konstrukční prvek	Zóna	Kapitola systému	Kapitola podsystemu	Označení části	Významnost konstrukčních prvků
Spodní pásnice (L)	511	57 (Wings)	10 (Main Frame)	57-10-L-Main_Spare	PSE (SSI)
Spodní integrální panel (L)	521	57 (Wings)	30 (Skin)	57-30-L-Main_Int_Panel	PSE (SSI)
Spodní pásnice (P)	611	57 (Wings)	10 (Main Frame)	57-10-P-Main_Spare	PSE (SSI)
Spodní integrální panel (P)	621	57 (Wings)	30 (Skin)	57-30-P-Main_Int_Panel	PSE (SSI)

Tab. 16 Číslování analyzovaných částí konstrukce

10.3.1 Kategorizace a seznam SSI

Všechny **SSI** prvky se rozdělí dle materiálu a konstrukčního uspořádání viz Obr. 7-2 krok (P3).

1.) Kovové konstrukce

Spodní Pásnice-Spodní integrální panel (**Sestava – Structural Assembly**)

- Spodní pásnice (**Structural Detail**)
- Spodní integrální panel (**Structural Detail**)

Spodní integrální panel (**Konstrukční prvek – Structural Element**)

- Zesílení integrálního panelu (**Structural Detail**)
- Potah integrálního panelu (**Structural Detail**)

2.) Nekovové konstrukce

- N/A

10.4 Vytvoření údržbového plánu Případ 1 (*Spodní pásnice – Spodní integrální panel*)

Pro vytvoření údržbového plánu je použita metodika z kapitoly 7 společně s rozšířením o stanovení intervalu a metody inspekce z kapitol 8 a 9. Daný spoj potah/ pásnice, je brán jako samostatný prvek (**Structural Item (SI)**), který je tvořen dvěma samostatnými prvky (**Structural Details**). Je provedena analýza dle diagramu z Obr. 7-2. V první řadě se určí, zda je konstrukce DAMAGE TOLERANCE (D5).

10.4.1 Analýza pro DAMAGE TOLERANCE

Sestava Spodní pásnice-Spodní integrální panel je součástí křídla letounu L-410NG, u kterého je konstrukce křídla navrhována jako DAMAGE TOLERANCE. Pro analýzu je použit diagram pro DAMAGE TOLERANCE Obr. 7-7 a doplňující diagram pro postup určení intervalu údržby Obr. 9-2.

Pásnice

Za normálních okolností je pásnice skrytá a není možné ji zkontrolovat během běžného provozu letounu. Musí být vypracován plán úkolů pro zjištění poškození od únavového namáhání (D6).

Integrální panel

Za normálních okolností je spodní integrální panel vždy přístupný pozemnímu personálu. Mimo to, zóna umístění integrálního panelu, podléhá předletovým kontrolám. V takovém případě je nutné ověřit, zda předletové prohlídky dokáží odhalit únavové poruchy dříve, než dosáhnou kritické velikosti. **V případě, že běžná předletová kontrola dokáže odhalit únavové trhliny dříve, než dosáhnou kritické velikosti, není nutné zavádět speciální prohlídky údržby.**

Požadované úkoly a intervaly jsou provedeny podle diagramů pro postup určení intervalu údržby Obr. 9-2 a vícekritériálního hodnocení variant údržby Obr. 9-3.

10.4.2 Detekovatelná velikost trhliny pro vizuální prohlídku (GVI, DET) – Pásnice

Detekovatelná velikost trhliny pro obecnou vizuální prohlídku je provedena dle postupu uvedeném v podkapitole 8.3.1.

Detekovatelná délka trhliny dle Benta		GVI	DET
Hodnocení přístupu		Hodnocení stavu	

		Faktor zaplnění prostoru	Hodnocení
Faktor viditelnosti	Nedostatečný	Nutnost redefinovat způsob údržby nebo upravit konstrukci.	0
	Slabý	Zaplněn	1
		Mírně zaplněn	2
		Volný prostor	3
	Průměrný	Zaplněn	2
		Mírně zaplněn	3
		Volný prostor	4
	Dobrý	Zaplněn	3
		Mírně zaplněn	4
		Volný prostor	5

		Faktor znečištění	Hodnocení
Faktor osvětlení	Zastíněné plochy	Znečištěn	1
		Čistý	2
	Plochy osvětlené obvyklým zdrojem světla	Znečištěn	2
		Čistý	3
	Vyžadován zdroj koncentrovaného světla	Znečištěn	3
		Čistý	4

Hodnocení praktičnosti

		Faktor velikosti			
		Velká plocha	Středně velká plocha/ Velká součást	Středně velká součást	Malá součást
Hodnocení přístupu	1	1	1	1	1
	2	1	2	2	2
	3	2	2	3	3
	4	2	3	4	4
	5	3	3	4	5

Základní velikost detekovatelné trhliny L_{BAS} [mm]

		Hodnocení stavu			
		1	2	3	4
Hodnocení praktičnosti	1	295	205	145	100
	2	205	100	70	50
	3	145	70	35	22
	4	100	50	15	10
	5	70	22	10	8

Velikost detekovatelné trhliny												
Faktor tloušťky		x	Faktor hran		x	L _{BAS} [mm]	=	Viditelná délka L _{VIS} [mm]	+	Skrytá délka L _H [mm]	=	Velikost detekovatelné trhliny L _{DET} [mm]
t<5 mm	1		Hrana	0,5								
5<t<10mm	1.25			Mimo hranu								
t>10mm	1.5											
1,25		x	1		x	10	=	12,25	+	2,25*	=	14,50
1,25		x	1		x	15	=	18,75	+	2,25*	=	21,00

*Trhlina pod hlavou nýtu (Průměr hlavy nýtu $\varnothing 9,5$ mm)

Tab. 17 Detekovatelná délka trhliny "pásnice"

10.4.3 Detekovatelná velikost trhliny pro vizuální prohlídku (GVI) – Integrální panel

Detekovatelná délka trhliny dle Benta		GVI	DET
Hodnocení přístupu		Hodnocení stavu	

Faktor viditelnosti	Faktor zaplnění prostoru		Hodnocení
	Nedostatečný	Nutnost redefinovat způsob údržby nebo upravit konstrukci.	0
		Zaplněn	1
	Slabý	Mírně zaplněn	2
		Volný prostor	3
	Průměrný	Zaplněn	2
		Mírně zaplněn	3
		Volný prostor	4
	Dobrý	Zaplněn	3
		Mírně zaplněn	4
		Volný prostor	5

Faktor osvětlení	Faktor znečištění		Hodnocení
	Zastíněné plochy	Znečištěn	1
		Čistý	2
	Plochy osvětlené obvyklým zdrojem světla	Znečištěn	2
		Čistý	3
	Vyžadován zdroj koncentrovaného světla	Znečištěn	3
		Čistý	4

Hodnocení praktičnosti

Faktor velikosti				
Hodnocení přístupu	Velká plocha	Středně velká plocha/ Velká součást	Středně velká součást	Malá součást
	1	1	1	1
	2	1	2	2
	3	2	2	3
	4	2	3	4
	5	3	3	4

Základní velikost
detekovatelné trhliny L_{BAS}
[mm]

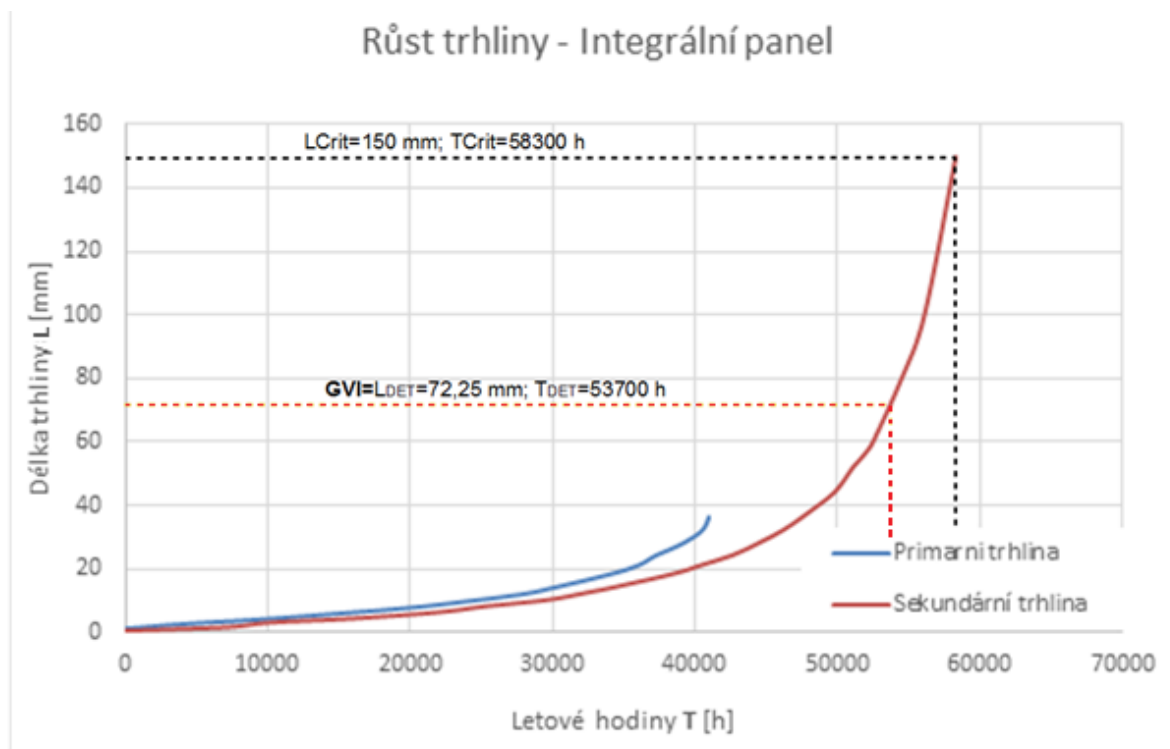
		Hodnocení stavu			
		1	2	3	4
Hodnocení praktičnosti	1	295	205	145	100
	2	205	100	70	50
	3	145	70	35	22
	4	100	50	15	10
	5	70	22	10	8

Velikost detekovatelné trhliny												
Faktor tloušťky		x	Faktor hran		x	L _{BAS} [mm]	=	Viditelná délka L _{VIS} [mm]	+	Skrytá délka L _H [mm]	=	Velikost detekovatelné trhliny L _{DET} [mm]
t<5 mm	1		Hrana	0,5								
5<t<10mm	1.25											
t>10 mm	1.5		Mimo hranu	1								
1		x	1		x	70	=	70	+	2,25*	=	72,25*

*Trhlina pod hlavou nýtu (Průměr hlavy nýtu $\varnothing 9,5$ mm)

Tab. 18 Detekovatelná délka trhliny "Integrovaný panel"

Z Tab. 18 je patrné, že detekovatelná velikost trhliny je $L_{DET}=72,25$ mm. Porovnáním hodnot na diagramu růstu únavové trhliny Obr. 10-11 je určena doba mezi detekovatelnou a kritickou délkou trhliny na **4600 h**. Dle dostupných informací výrobce [15] je maximální možná výdrž letounu ve vzduchu 10 hodin. To znamená, že mezi detekovatelnou a kritickou délkou trhliny by mělo být provedenou **460** prohlídek.



Obr. 10-11 Detekovatelná a kritická délka trhliny „Integrální panel“

10.4.4 Intervaly údržby letounu L-410

Jak bylo popsáno v podkapitole 5.4, tak jednotlivé úkoly údržby se kumulují do jednotlivých balíků, které se pak provádějí s určitou pravidelností v předem předepsaných intervalech. U letounů L-410 UVP-E20 [54] se rozlišují 4 úrovně periodických kontrol údržby. Lze předpokládat, že tyto 4 úrovně budou zachovány i u verze L-410NG s tím, že se výrobce bude zároveň snažit díky použití modernizovaných systémů a konstrukce zvýšit dobu mezi jednotlivými intervaly údržby. Vzhledem k tomu, že nejsou k dispozici, požadavky na údržbu ostatních systému a konstrukce letounu jsou úrovně údržby voleny Tab. 19.

Úrovně údržby a intervaly údržby letounu L-410		
Úroveň údržby	Interval údržby [h] L410 UVP-E20	Interval údržby [h] L-410NG
Check 1 (S)	10±1 Dnů	10±1 Dnů
Check 2 (A)	300±30 Letových hodin	400±30 Letových hodin
Check 3 (C)	1200±30 Letových hodin	1600±30 Letových hodin
Check 4 (D)	2400±30 Letových hodin	3200±30 Letových hodin

Tab. 19 Úrovně a intervaly údržby letounu L-410 UVP-E20 [54] a L-410NG (Odhad autora)

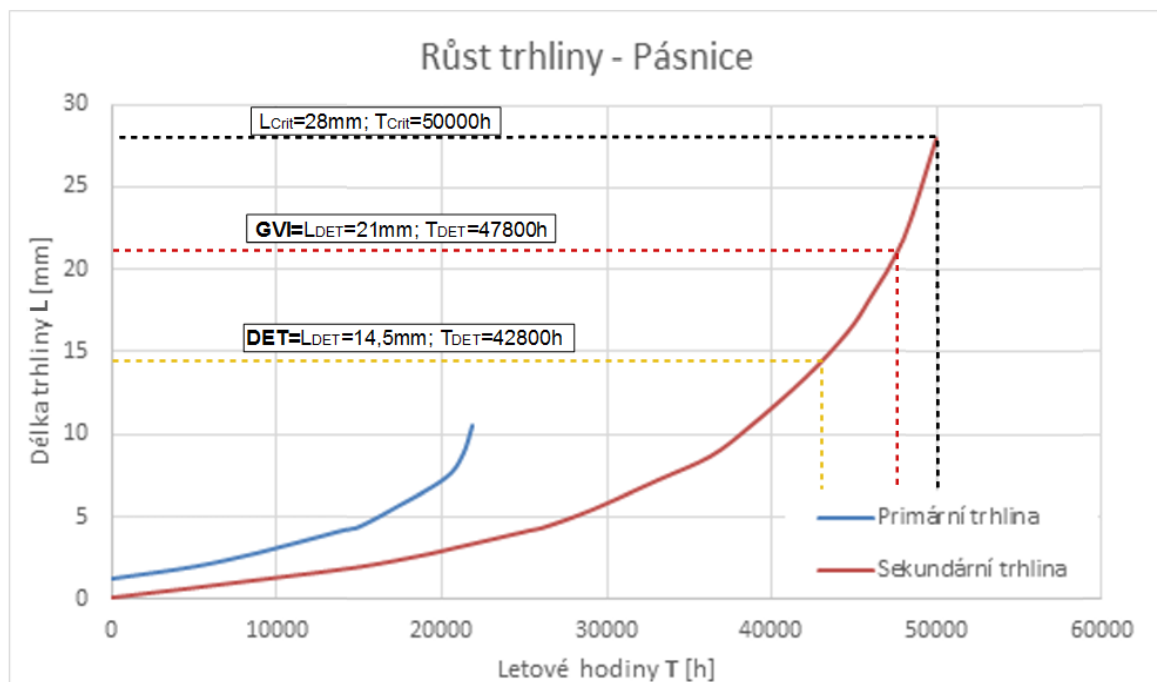
10.4.5 Interval údržby pro vizuální prohlídku (GVI, DET)

Pro výpočet intervalu prohlídek budou použity rozptylové faktory z podkapitoly 8.4 (Nízká úroveň vlhkosti, jednoduchý přenos zatížení). Dosazením do rovnice (8.9) z podkapitoly 8.4 je vypočítán počáteční práh prohlídek konstrukce. Plánovaná životnost letounu je 30000 hodin, tím pádem musí být počáteční práh prohlídek nejpozději po 15000 h.

$$T_{P1F} = \frac{T_{CritF}}{RF_1} = \frac{50000}{3} = 16667h > 15000h$$

$$T_{P1F} = 15000h$$

Interval prohlídek se vypočítá pomocí rovnice (8.10). Čas pro dosažení detekovatelné délky trhliny je odečten na Obr. 10-12.



Obr. 10-12 Detekovatelná a kritická délka trhliny „pásnice“

GVI

$$T_{I1FGVI} = \frac{T_{Crit1FGVI} - T_{Det1FGVI}}{RF_2} = \frac{50000 - 47800}{3} = 733,4h$$

DET

$$T_{I1FDET} = \frac{T_{Crit1FDET} - T_{Det1FDET}}{RF_2} = \frac{50000 - 42800}{3} = 2400h$$

Vypočtené hodnoty **nepředstavují interval**, který musí být na letounu použit, ale možnou horní hranici intervalů mezi údržbami. Intervaly budou upraveny tak, aby mohly být sloučeny do jednoho z „balíků“ údržby (**A-Check, C-Check, D-Check atd.**).

10.4.6 Intervaly údržby pro NDT metody

Intervaly údržby jsou spočítány podobně jako v předchozí kapitole dle rovnic (8.9) a (8.10) pro data uvedená v Tab. 11. s drobnou úpravou pro kapilární metody, tato úprava byla provedena na základě zkušeností s použitím kapilárních metod u spojovaných konstrukcí pomocí šroubových a nýtových spojů, kdy penetrant ovlivňuje blízké okolí hlav šroubů a nýtů. Z toho důvodu je detekovatelná velikost pro kapilární zkoušky u tohoto případu dvojnásobná (10,16 mm). Intervaly údržby včetně velikostí detekovatelné trhliny, pro kterou byly počítány jsou shrnuty v Tab. 20.

Interval údržby pro jednotlivé NDT metody		
Metoda	Velikost vady [mm]	Interval údržby [h]
Vířivé proudy (standardní sonda)	2,54	10667
Kapilární	10,16	3900

Tab. 20 Intervaly údržby pro použité **NDT** metody

10.4.7 Výběr nejvhodnější metody inspekce

Výběr nejvhodnější metody inspekce bude vybrán dle postupu v podkapitole 9.3. Pro názornost budou jednotlivé metody seřazeny podle všech uvažovaných preferencí kritérií (Bez znalosti, se znalostí aspiračních úrovní a se známou ordinální úrovní). Dříve než bude provedeno samotné hodnocení jednotlivých metod, je nutné specifikovat všechny použité klíčové vlastnosti. Kvalitativní hodnocení pro základní metody inspekce bylo uvedeno v Tab. 13. V následujících podkapitolách budou kritéria zpřesněna a v případech, kdy je to možné, kvantifikována.

10.4.8 Klíčové charakteristiky vybraných inspekčních metod

Pro uvažované varianty z podkapitoly 9.3, byly vypočítány maximální doby mezi prohlídkami (interval údržby), dále známe minimální detekovatelnou velikost trhliny pro jednotlivé metody údržby. Ostatní kritéria budou vyřešena v této kapitole.

Pozn.: Je nutné si uvědomit, že dané hodnoty uvedené v této kapitole neplatí obecně a jsou určeny na základě zkušeností autora s použitím daných zařízení na zkušebně letecké techniky Leteckého Ústavu VUT v Brně. Jednotlivá servisní střediska, ať už soukromá nebo přímo výrobce letounu se mohou podstatně lišit ať už cenou práce, tak i použitým vybavením.

Doba prohlídky

Do doby prohlídky je zahrnut čas samotné prohlídky, čas potřebný na montáž a demontáž komponent. Časy jsou uvedeny včetně logistických prostoje a doby potřebnou na přípravu (např. osvětlení prostoru). Doba prohlídky pro jednotlivé metody inspekce je rozepsána v Tab. 21. Doby jsou uvedeny pro referenční plochu integrálního panelu 480 cm² na základě časů naměřených při kontrolních inspekčních zkouškách hliníkových panelů na zkušebně Leteckého Ústavu VUT v Brně. Časy jsou uvedeny v minutách a hodinách zaokrouhleny na 5 min.

Čas potřebný pro provedení prohlídky		
Metoda	Činnost	Čas [m(h)]
Obecná vizuální (GVI)	Demontáž – přechodový oblouk**	15 (0,25)
	Prohlídka	5 (0,083)
	Montáž – Přechodový oblouk**	15 (0,25)
	Celkem	35 (0,583)
Detailní vizuální (DET)	Demontáž – přechodový oblouk**	15 (0,25)
	Čištění	5 (0,083)
	Prohlídka	5 (0,083)
	Montáž – Přechodový oblouk**	15 (0,25)
	Celkem	40 (0,667)
Vířivé proudy (standardní sonda)	Demontáž – přechodový oblouk**	15 (0,25)
	Čištění	5 (0,083)
	Kalibrace	5 (0,083)
	Prohlídka*	5 (0,083)
	Montáž – Přechodový oblouk**	15 (0,25)
	Celkem	45 (0,75)
Kapilární metoda	Demontáž – přechodový oblouk**	15 (0,25)
	Čištění	5 (0,083)
	Aplikace indikační látky a její působení	20 (0,33)
	Odstranění přebytku	5 (0,083)
	Nanesení detekční látky a její působení	20 (0,33)
	Kontrola	5 (0,083)
	Čištění	15 (0,25)
	Montáž – přechodový oblouk**	15 (0,25)
	Celkem	100 (1,667)

*Prohlídka je prováděna jen v blízkém okolí nýtů (mohou být použity šablony).

** Odhad na základě zkušeností s demontážemi podobných částí.

Tab. 21 Čas potřebný pro provedení prohlídky spodní pásnice (Případ 1)

Cena prohlídky

Do ceny prohlídky je zahrnuta cena práce, použité zařízení, spotřební materiál a náklady na zařízení. Pro zjednodušení nejsou v ceně zahrnuty energie, nájem apod.

Pro případ této práce bude uvažována maximálně 180 hodinová měsíční pracovní doba. Pro leteckého mechanika bez možností provádět **NDT** zkoušky je uvažována základní průměrná měsíční mzda 25 000 Kč (náklady na zaměstnance dle daňové kalkulačky pro rok 2016 jsou **33 500 Kč->186,11 Kč/h**) a pro mechanika s možností provádět **NDT** zkoušky 35 000 Kč

(náklady na zaměstnance dle daňové kalkulačky pro rok 2016 jsou **46 900 Kč->260,56 Kč/h**). Data byla určena na základě nabídky práce pro letecké mechaniky v období 11/2016-12/2016. Ceny zařízení a spotřebního materiálu je uvedena v Tab. 22.

Cena zařízení a spotřebního materiálu		
Metoda	Celková cena [Kč]	Cena na prohlídku [Kč]
Vířivé proudy Foerster 2.837	194346*	59*
Kapilární metody Sada Technotrenn	750	50**
Drobný spotřební materiál (čistící sada, světla, lupy atd.)	N/A	20

* Životnost 5 let, kalibrace 1x ročně (38200Kč) průměrný počet použití 20x denně (330dní) na základě původní ceny 7568\$ a kurzu 25,68 (11.1.2016)

** Na základě počtu použití na referenční ploše je jednu sadu možno použít 15x

Tab. 22 Ceny zařízení a spotřebního materiálu

Ceny drobných položek, jakými jsou čisticí prostředky, světla, lupy atd., jsou uvedeny jako drobný spotřební materiál, kde se s jejich použitím počítá vždy kromě obecných vizuálních zkoušek **GVI**. V případě kapilárních metod je tento drobný spotřební materiál započítán přímo v ceně sady pro kapilární zkoušky. Personální náklady jsou určeny tak, že **NDT** specialisté provádí výhradně **NDT** zkoušky, a ostatní práce jako je montáž, demontáž částí draku, montážních otvorů atd. provádějí mechanici, kteří nemají školení pro **NDT**. Souhrn nákladů na inspekci spodní pásnice integrálního panelu (Případ 1) je uveden v Tab. 23.

Pozn.: Pro účely této práce **nejsou** v kalkulacích ceny jednotlivých inspekčních metod **započítány režijní a fixní náklady (nájem, energie, administrativa atd.)**. Pro reálné aplikace je vhodné tyto náklady doplnit.

Náklady na provedení prohlídky		
Metoda	Činnost	Náklady [Kč]
Obecná vizuální (GVI)	Náklady na zařízení/materiál	N/A
	Náklady na personál	109
	Cena prohlídky	109
Detailní vizuální (DET)	Náklady na zařízení/materiál	20
	Náklady na personál	124
	Cena prohlídky	144
Vířivé proudy (standardní sonda)	Náklady na zařízení/materiál	79
	Náklady na personál	152*
	Celkem	231
Kapilární metoda	Náklady na zařízení/materiál	50
	Náklady na personál	242**
	Celkem	292

* Personální náklady jsou složeny z nákladů na mechanika (0,5833h) a **NDT** specialisty (0,1667h)

** Personální náklady jsou složeny z nákladů na mechanika (0,833h) a **NDT** specialisty (0,333h). Do ceny není zahrnut čas působení penetrantu a vývojky (2x15min).

Tab. 23 Náklady na inspekci spodní pásnice (Případ 1)

Komplexnost prohlídky

Komplexnosti prohlídky jsou hodnoceny celkové nároky na danou metodu z hlediska technického a personálního zabezpečení. Pro hodnocení je použita stupnice, kde je komplexita hodnocena 1= VELMI NÍZKÁ až 5= VELMI VYSOKÁ.

Hodnocení komplexity inspekčních metod				
Metoda	GVI	DET	Kapilární metody	Vířivé proudy
Komplexnost prohlídky	1	2	3	4

Tab. 24 Hodnocení komplexity inspekčních metod

Vliv velikosti kontrolované součásti

Posledním důležitým aspektem je možnost nebo vhodnost použití dané metody na různých velkých plochách nebo konstrukcích. Pro rozdělení velikostí konstrukce lze použít **faktor velikosti** z výpočtu velikosti detekovatelné trhliny pro vizuální prohlídky a stupnici, kde **1= VELMI VÝHODNÉ** až **5= VELMI NEVÝHODNÉ**.

Vhodnost inspekčních metod z hlediska velikosti kontrolované součásti				
Metoda	GVI	DET	Kapilární metody	Vířivé proudy
Velká plocha	3	3	1	5
Středně velká plocha/ Velká součást	2	2	1	3
Malá plocha/ středně velká součást	2	2	2	2
Malá součást	2	1	2	1

Tab. 25 Hodnocení inspekčních metod z hlediska velikosti kontrolovaných součástí

10.4.9 Hodnocení inspekčních metod

Tab. 26 obsahuje souhrn kritérií a variant pro inspekci pásnice (PŘÍPAD 1) zapsaného ve tvaru pro sestavení kritériální matice.

Kritéria a varianty inspekce spodní pásnice (PŘÍPAD 1)					
Varianty	Kritéria				
	Náklady [Kč]	Interval mezi prohlídkami [h]	Doba prohlídky [min]	Komplexnost inspekce [-]	Vliv velikosti [-]
GVI	109	733	35	1	2
DET	144	2400	40	2	1
Vířivé proudy	231	10667	45	4	1
Kapilární metody	292	3900	100	3	2

Tab. 26 Definice základního hodnocení variant pro inspekci pásnice

Při řešení úloh vícekritériálního hodnocení variant je vhodné, aby všechna uvažovaná kritéria byla buď minimalizační nebo maximalizační. Z Tab. 26 je patrné, že všechna kritéria, kromě intervalu mezi prohlídkami jsou minimalizační. Kritérium „Interval mezi prohlídkami“ lze převést na minimalizační kritérium pomocí vztahu:

$$y_{2jmin} = y_{23} - y_{2j} \quad (10.1)$$

Po úpravě na minimalizační kritéria (Tab. 27) lze zapsat kritériální matici \mathbf{N}_{Min} .

Minimalizační kritéria a varianty inspekce spodní pásnice (PŘÍPAD 1)					
Varianty	Kritéria				
	Náklady [Kč]	Interval mezi prohlídkami [h]	Doba prohlídky [min]	Komplexnost inspekce [-]	Vliv velikosti [-]
GVI	109	9934	35	1	2
DET	144	8267	40	2	1
Vířivé proudy	231	0	45	4	1
Kapilární metody	292	6767	100	3	2

Tab. 27 Definice základního hodnocení variant pro inspekci pásnice v minimalizační podobě

$$N_{\text{Min}} = \begin{pmatrix} 109 & 9934 & 35 & 1 & 2 \\ 144 & 8267 & 40 & 2 & 1 \\ 231 & 0 & 45 & 4 & 1 \\ 292 & 6767 & 100 & 3 & 2 \end{pmatrix}$$

Některé metody např. TOPSIS vyžadují mít všechna kritéria v maximalizační podobě Tab. 28.

Maximalizační kritéria a varianty inspekce spodní pásnice (PŘÍPAD 1)					
Varianty	Kritéria				
	Náklady [Kč]	Interval mezi prohlídkami [h]	Doba prohlídky [min]	Komplexnost inspekce [-]	Vliv velikosti [-]
GVI	183	733	65	3	0
DET	148	2400	60	2	1
Vířivé proudy	61	10667	55	0	1
Kapilární metody	0	3900	0	1	0

Tab. 28 Definice základního hodnocení variant pro inspekci pásnice v maximalizační podobě

$$N_{\text{Max}} = \begin{pmatrix} 183 & 733 & 65 & 3 & 0 \\ 148 & 2400 & 60 & 2 & 1 \\ 61 & 10667 & 55 & 0 & 1 \\ 0 & 3900 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}$$

10.4.10 Volba inspekční metody bez znalosti preference kritérií s kardinálním ohodnocením variant

Prvním uvažovaným přístupem k výběru inspekční metody je výběr optimální metody bez znalosti preferencí hodnotitele. Tento přístup může být užitečný v počátečních fázích vývoje, kdy je sestaveno pořadí uvažovaných inspekčních metod na základě jejich parametrů, bez uvažování jakýchkoliv preferencí, či prahových hodnot.

V případě, že neznáme preference jednotlivých kritérií, bude všem kritériím přiřazena stejná váha. Dosazením do upravené rovnice (9.1) dostaneme normované váhy pro jednotlivá kritéria:

$$w_j = \frac{1}{n} = \frac{1}{5} = 0,2$$

Pro ohodnocení kritérií bude použita bodovací stupnice (kardinální ohodnocení variant) se škálou 0-100 bodů, přičemž 100 bodů je přiděleno kritériím s nejlepší hodnotou a 0 bodů je přiděleno kritériu s nejhorší hodnotou. Následným vynásobením bodového hodnocení váhami pro jednotlivá kritéria je získáno výsledné bodové ohodnocení kritéria (v Tab. 29 hodnoty označené tučně). Výsledné hodnocení se získá sečtením výsledných bodů pro jednotlivé varianty, kde nejlepší varianta je varianta s nejvyšším součtem bodů.

Bodové hodnocení variant (Bez preference) - spodní pásnice (PŘÍPAD 1)												
Varianty	Kritéria										Hodnocení	
	Náklady		Interval mezi prohlídkami		Doba prohlídky		Komplexnost inspekce		Vliv velikosti		Body	Pořadí
GVI	100	20	0	0	100	20	100	20	0	0	60	3.
DET	81	16,2	17	3,4	92	18,5	67	13,3	100	20	71,4	1.
Vířivé proudy	33	6,7	100	20	85	16,9	0	0	100	20	63,6	2.
Kapilární metody	0	0	32	6,4	0	0	33	6,7	0	0	13,0	4.
Váhy	0,2		0,2		0,2		0,2		0,2		1	

Tab. 29 Hodnocení variant pomocí bodového hodnocení bez znalosti preference kritérií

Z výsledků uvedených v Tab. 29 je patrné, že v případě, že nejsou známe preference kritérií nebo jsou všechna kritéria stejně důležitá, je nejvýhodnější použít Detailní vizuální prohlídku (DET).

10.4.11 Volba inspekce se znalostí aspiračních úrovní

Dalším přístupem k výběru nejvýhodnější metody je znalost aspiračních úrovní. Tento přístup může být vhodný v pokročilých fázích vývoje nového letounu nebo při modernizaci starších typů letadel. Metoda předpokládá prahové hodnoty, které musí analyzovaná varianta splnit, aby mohla být použita jako kompromisní.

Tento postup je možné dobře aplikovat, na případové studii Případ 1, kdy jsou pro modernizaci letounu hledány takové metody inspekce, aby mohl být prodloužen interval prohlídek z 2400 h na 3200 h. V případech, kdy taková metoda neexistuje je nutné danou prohlídku provádět v nižším údržbovém bloku, například jednou po 1600 h nebo není možné interval prodloužit.

Nejdříve jsou stanoveny prahové hodnoty jednotlivých kritérií

Počáteční aspirační úrovně kritérií					
Inspekční oblast	Náklady [Kč]	Interval mezi prohlídkami [h]	Doba prohlídky [min]	Komplexnost inspekce [-]	Vliv velikosti [-]
Pásnice (Případ 1)	200	3200 (7467)	60	4	1

Tab. 30 Počáteční aspirační úrovně

Pro výpočet je použita konjunktivní metoda. Varianta musí splnit všechny aspirační úrovně, aby mohla být vybrána jako kompromisní varianta. Dosazením do rovnice (9.8) se určí, zda daným kritériím vyhovují některé varianty.

Hodnocení jednotlivých kritérií pro počáteční aspirační úrovně (PŘÍPAD 1)										
Varianty	Kritéria									
	Náklady [Kč]		Interval mezi prohlídkami [h]		Doba prohlídky [min]		Komplexnost inspekce [-]		Vliv velikosti [-]	
GVI	109≤200	✓	9934≤7467	✗	35≤60	✓	1≤4	✓	2≤1	✗
DET	144≤200	✓	8267≤7467	✗	40≤60	✓	2≤4	✓	1≤1	✓
Vířivé proudy	231≤200	✗	0≤7467	✓	45≤60	✓	4≤4	✓	1≤1	✓
Kapilární metody	292≤200	✗	6767≤7467	✓	100≤60	✗	3≤4	✓	2≤1	✗

Tab. 31 Hodnocení variant pomocí aspiračních úrovní (počáteční aspirační úrovně)

Jak je z Tab. 31 patrné, ani jedna varianta nesplňuje počáteční aspirační úrovně a je nutné aspirační úrovně snížit. Vzhledem k tomu, že je snaha o prodloužení intervalu údržby na 3200 hodin zůstane tento parametr nezměněn. Náklady na prohlídku a doba prohlídky byly zvýšeny o 25 %. Komplexnost inspekce a vliv velikosti byly ponechány na původních hodnotách.

Upravené aspirační úrovně kritérií					
Inspekční oblast	Náklady [Kč]	Interval mezi prohlídkami [h]	Doba prohlídky [min]	Komplexnost inspekce [-]	Vliv velikosti [-]
Pásnice (Případ 1)	250	3200 (7467)	75	4	1

Tab. 32 Upravené aspirační úrovně

Opětovným dosazením do rovnice (9.8) se určí, zda daným aspiračním úrovním vyhovuje některá z variant.

Hodnocení jednotlivých kritérií pro počáteční aspirační úroveň (PŘÍPAD 1)										
Varianty	Kritéria									
	Náklady [Kč]		Interval mezi prohlídkami [h]		Doba prohlídky [min]		Komplexnost inspekce [-]		Vliv velikosti [-]	
GVI	109≤250	✓	9934≤7467	✗	35≤75	✓	1≤4	✓	2≤1	✗
DET	144≤250	✓	8267≤7467	✗	40≤75	✓	2≤4	✓	1≤1	✓
Vířivé proudy	231≤250	✓	0≤7467	✓	45≤75	✓	4≤4	✓	1≤1	✓
Kapilární metody	292≤250	✗	6767≤7467	✓	100≤75	✗	3≤4	✓	2≤1	✗

Tab. 33 Hodnocení variant pomocí aspiračních úrovní (upravené aspirační úrovně)

Z Tab. 33 je patrné že v množině možných řešení je pouze jedna varianta (Vířivé proudy).

10.4.12 Volba inspekční metody se znalostí ordinálních informací o preferenci kritérií s kardinálním ohodnocením variant

Posledním případem, který je v této práci řešen, je případ, kdy je známé pořadí kritérií s kardinálním ohodnocením variant. Tento případ je výhodný pro úpravy v údržbových plánech například provozovateli, kteří jsou více vzdáleni od servisních středisek, nebo taková, kteří plánují letoun používat specifickým způsobem (výcvik, výsadky atp.).

Pro stanovení vah kritérií je možno použít několik metod, nejjednodušší metodou je metoda pořadí, kdy se jednotlivá kritéria seřadí dle preference od nejdůležitějších po nejméně důležité. V předložené dizertační práci je uvažováno následující pořadí kritérií: **Náklady> Interval mezi prohlídkami> Vliv velikosti> Doba prohlídky> Komplexnost inspekce**

V případech, kdy by bylo nutné srovnat více kritérií, může být výhodnější použít například **Fullerovu srovnávací metodu**.

Váhy kritérií jsou vypočítány pomocí rovnice (9.2), jako příklad je vypočtena váha pro kritérium Náklady:

$$w_j = \frac{v_j}{1 + 2 + \dots + n} = \frac{v_j}{\frac{n(n+1)}{2}} = \frac{5}{\frac{5(5+1)}{2}} = \frac{1}{3} = 0,333$$

Vypočtené váhy pro ostatní kritéria jsou uvedeny v Tab. 34.

Váhy kritérií (Metoda pořadí) - spodní pásnice (PŘÍPAD 1)					
	Kritéria				
	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti
Váhy	0,333	0,267	0,133	0,067	0,2

Tab. 34 Váhy kritérií (metoda pořadí)

Pro vyhodnocení variant jsou použity tři metody. Jako první je použita bodovací metoda, následně sofistikovanější metoda TOPSIS (Technique for Order Preference by Similarity to Ideal Solution), poslední metodou je metoda Bazických variant.

Bodové hodnocení

Hodnocení variant je provedeno pomocí bodového hodnocení, které je stejné jako v podkapitole 10.4.10, bodové ohodnocení a výsledné hodnocení a srovnání variant je uvedeno v Tab. 35.

Bodové hodnocení variant (Ordinální informace) - spodní pásnice (PŘÍPAD 1)												
Varianty	Kritéria										Hodnocení	
	Náklady		Interval mezi prohlídkami		Doba prohlídky		Komplexnost inspekce		Vliv velikosti		Body	Pořadí
GVI	100	33,3	0	0	100	13,3	100	6,7	0	0	53,3	3.
DET	81	26,9	17	4,5	92	12,3	67	4,5	100	20	68,2	2.
Vířivé proudy	22	11,1	100	26,7	85	11,3	0	0	100	20	69,1	1.
Kapilární metody	0	0	32	8,5	0	0	33	2,2	0	0	10,7	4.
Váhy	0,333		0,267		0,133		0,067		0,2		1	

Tab. 35 Bodové hodnocení variant (Ordinální informace)

Z výsledků je patrné, že výsledné pořadí se drobně liší oproti výsledkům hodnocení bez uvažování preferencí a nejlépe hodnocenou variantou inspekce je pro dané preference **prohlídka pomocí VÍŘIVÝCH PROUDŮ**. V příloze 3 je uveden příklad se změnou pořadí jednotlivých kritérií.

Metoda TOPSIS

Metoda TOPSIS je založena na výběru varianty, která je nejbližší k ideální variantě a nejdále od bazální varianty. Jedná se o komplexní metodu, proto je vhodné danou metodu řešit pomocí vhodného softwaru. V dnešní době existuje mnoho, jak komerčních, tak volně dostupných softwarových řešičů. V této práci bude pro kontrolu výsledků ručního výpočtu použit volně

dostupný skript pro MS Excel MCAKosa2000a (Multi-criteria Evaluation of Alternatives, Milan Houčka, KOSA PEF ČZU 1999).

Metoda TOPSIS pracuje jen s maximalizačním zadáním hodnot viz Tab. 28. Přepočítání kritériální matice do maximalizační podoby byl proveden v podkapitole 10.4.9.

$$\mathbf{N}_{\text{Max}} = \begin{pmatrix} 183 & 733 & 65 & 3 & 0 \\ 148 & 2400 & 60 & 2 & 1 \\ 61 & 10667 & 55 & 0 & 1 \\ 0 & 3900 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}$$

Vytvoří se normalizovaná kritériální matice $\mathbf{R}=(r_{ij})$ dle vztahu (9.15):

$$r_{ij} = \frac{y_{ij}}{\sqrt{\sum_{i=1}^n y_{ij}^2}}; i = 1, 2, \dots, m; j = 1, 2, \dots, n$$

$$r_{11} = \frac{183}{\sqrt{183^2 + 148^2 + 61^2 + 0^2}} = 0,753$$

Normalizovaná kritériální matice R (PŘÍPAD 1)					
Varianty	Kritéria				
	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti
GVI	0,753	0,063	0,624	0,802	0,000
DET	0,609	0,206	0,576	0,535	0,707
Vířivé proudy	0,251	0,917	0,528	0,000	0,707
Kapilární metody	0,000	0,335	0,000	0,267	0,000

Tab. 36 Normalizovaná kritériální matice R

Matice \mathbf{R} je převedena na normalizovanou kritériální matici \mathbf{Z} , tak, že každý sloupec matice \mathbf{R} je vynásoben vahou odpovídajícího kritéria dle vztahu (9.16):

$$z_{ij} = w_j \cdot r_{ij}$$

$$z_{11} = 0,333 \cdot 0,753 = 0,251$$

Pomocí matice \mathbf{Z} je vytvořena ideální varianta (h_1, h_2, \dots, h_n) (9.17) a bazální varianta (d_1, d_2, \dots, d_n) (9.18) viz Tab. 37.

$$h_j = \max_i z_{ij}; j = 1, 2, \dots, n$$

$$d_j = \min_i z_{ij}; j = 1, 2, \dots, n$$

Normalizovaná kritériální matice Z (PŘÍPAD 1)					
Varianty	Kritéria				
	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti
GVI	0,251	0,017	0,083	0,054	0
DET	0,203	0,055	0,077	0,036	0,141
Vířivé proudy	0,084	0,245	0,070	0	0,141
Kapilární metody	0	0,090	0	0,018	0
h_j	0,251	0,245	0,083	0,054	0,141
d_j	0	0,017	0	0	0

Tab. 37 Normalizovaná kritériální matice Z

Vzdálenost od ideální varianty je vypočítána dle vztahu (9.19):

$$d_i^+ = \sqrt{\sum_{j=1}^n (z_{ij} - h_j)^2}; i = 1, 2, \dots, m$$

$$d_1^+ = \sqrt{(0,251 - 0,251)^2 + (0,017 - 0,245)^2 + (0,083 - 0,083)^2 + (0,054 - 0,054)^2 + (0 - 0,141)^2}$$

$$d_1^+ = 0,268$$

Vzdálenost od bazální varianty je vypočítána dle vztahu (9.20):

$$d_i^- = \sqrt{\sum_{j=1}^n (z_{ij} - d_j)^2}; i = 1, 2, \dots, m$$

$$d_1^- = \sqrt{(0,251 - 0)^2 + (0,017 - 0,017)^2 + (0,083 - 0)^2 + (0,054 - 0)^2 + (0 - 0)^2} =$$

$$d_1^- = 0,269$$

Relativní ukazatel od bazální varianty vypočítáme pomocí vztahu (9.21):

$$c_i = \frac{d_i^-}{d_i^+ + d_i^-}; i = 1, 2, \dots, m$$

$$c_1 = \frac{0,269}{0,268 + 0,269} = 0,501$$

Hodnocení variant – metoda TOPSIS (PŘÍPAD 1)				
Varianty	Hodnocení variant			
	Vzdálenost od ideální varianty d^+	Vzdálenost od bazální varianty d^-	Relativní ukazatel vzdálenosti variant c_i	Pořadí variant
GVI	0,268	0,269	0,501	3
DET	0,197	0,264	0,573	2
Vířivé proudy	0,176	0,290	0,622	1
Kapilární metody	0,339	0,075	0,181	4

Tab. 38 Hodnocení variant – metoda TOPSIS

V Tab. 39 jsou uvedeny výsledky stejného případu vypočítaného pomocí skriptu MCAKosa2000a.

MCAKosa200a		
	TOPSIS method	
	Distance from nadir (relative index)	Order
Alt 1	0,501028513	3
Alt 2	0,573118458	2
Alt 3	0,622080038	1
Alt 4	0,180775769	4

Tab. 39 Výpočet Hodnocení variant pomocí skriptu MCAKosa2000a (TOPSIS)

Metoda Bazické varianty

Jedná se o metodu vyhledávající variantu, která dosahuje nejlepších výsledků či předem stanovených hodnot z hlediska všech kritérií.

Pro výpočet budou, jako Bazické varianty uvažovány nejlepší hodnoty každého kritéria.

Pro výpočet budou použity původní neupravená data jednotlivých variant.

Kritéria a varianty inspekce spodní pásnice (PŘÍPAD 1)					
Varianty	Kritéria				
	Náklady [Kč]	Interval mezi prohlídkami [h]	Doba prohlídky [min]	Komplexnost inspekce [-]	Vliv velikosti [-]
GVI	109	733	35	1	2
DET	144	2400	40	2	1
Vířivé proudy	231	10667	45	4	1
Kapilární metody	292	3900	100	3	2

Tab. 40 Definice základního hodnocení variant pro inspekci pásnice

Nejdříve je přepočítána kritériální matice, na matici užitečných funkcí **U**, kde platí, že v případě maximalizačního zadání dat pro hodnotu v bazické variantě $y_j^{(b)}$ je užitečná funkce vypočítána dle vztahu (9.22):

$$u_{ij} = \frac{y_{ij}}{y_j^{(b)}} \rightarrow u_{12} = \frac{733}{10667} = 0,07$$

V případě minimalizačního zadání dat pro hodnotu v bazické variantě $y_j^{(b)}$ je užitečná funkce vypočítána dle vztahu (9.23):

$$u_{ij} = \frac{y_j^{(b)}}{y_{ij}} \rightarrow \frac{109}{109} = 1$$

Pro jednotlivé varianty se vypočítáme agregovanou funkci užítu dle vztahu (9.24):

$$u(A_i) = \sum_{j=1}^n w_j \cdot u_{ij}$$

$$u(A_1) = (1 \cdot 0,333) + (0,07 \cdot 0,267) + (1 \cdot 0,133) + (1 \cdot 0,067) + (1 \cdot 0,5) = 0,65$$

Hodnocení variant – Metoda bazické varianty (PŘÍPAD 1)							
Varianty	Kritéria					Hodnocení	
	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti	A _i	Pořadí
GVI	1,00	0,07	1,00	1,00	0,50	0,65	3.
DET	0,76	0,22	0,88	0,50	1,00	0,66	2.
Vířivé proudy	0,47	1,00	0,78	0,25	1,00	0,74	1.
Kapilární metody	0,37	0,37	0,35	0,33	0,50	0,39	4.
Váhy	0,333	0,267	0,133	0,067	0,2	1	

Tab. 41 Hodnocení variant – metoda bazické varianty

10.4.13 Srovnání výsledků jednotlivých metod

V předchozích podkapitolách byl proveden výběr ideální varianty pomocí vícekritériálního hodnocení variant. Srovnání výsledků výběru variant je uvedeno v Tab. 42. Z výsledků je patrné, že na základě použité metody vychází nejlépe pro danou část prohlídka pomocí **vířivých proudů**, avšak v případě hodnocení variant bez preference kritérií vychází výhodněji **detailní vizuální prohlídka**.

Porovnání výběru kompromisní varianty pomocí různých metod VHV (PŘÍPAD 1)					
Varianty	Metoda rozhodování				
	Bez preference	Aspirační úrovně	Ordinální informace o kritériích		
	Bodové hodnocení	Konjunktivní metoda	Bodové ohodnocení	Metoda TOPSIS	Bazické varianty
GVI	3	X	3	3	3
DET	1	X	2	2	2
Vířivé proudy	2	1	1	1	1
Kapilární metody	4	X	4	4	4

Tab. 42 Porovnání výběru kompromisní varianty pomocí různých metod VHV

10.4.14 Stanovení úkolů údržby pro únavové poškození

Na základě výsledků vícekritériálního hodnocení je v další části práce uvažována inspekce pomocí vířivých proudů. Dále je nutné navrhnout intervaly údržby pro vířivé proudy. Vzhledem k tomu, že interval mezi prohlídkami může být až 10667 hodin, je možné navrhnout údržbový plán tak, že vířivé proudy nebudou použity při každé generální prohlídce (opravě) letounu. V Tab. 43 jsou uvedeny 3 možné varianty inspekce pomocí vířivých proudů.

Návrh inspekce na základě MSG-3 analýzy pro FD					
Varianta prohlídky	Úkol	MSI Sestava/Prvek			
		Případ 1 (Spodní pásnice-Spodní integrální panel)			
		Pásnice		Integrální panel	
		Značení	Interval		
V1	Inspekce pomocí vířivých proudů	1C	3200	-	-
V2	Inspekce pomocí vířivých proudů	2C	6400	-	-
V3	Inspekce pomocí vířivých proudů	3C	9600	-	-

Tab. 43 Návrh inspekce dle FD analýzy

V práci je dále uvažováno, že **prohlídka pomocí vířivých proudů bude provedena každý druhý cyklus úrovně údržby D**. Počáteční práh prohlídek spodní pásnice křídla byl předběžně stanoven na hodnotu 15000 hodin, avšak v takovém případě by byla nutná jedna speciální prohlídka. Proto byl počáteční práh prohlídek posunut na **12800 letových hodin**. Tato hodnota koresponduje s navrhovanou údržbou **úrovně D**.

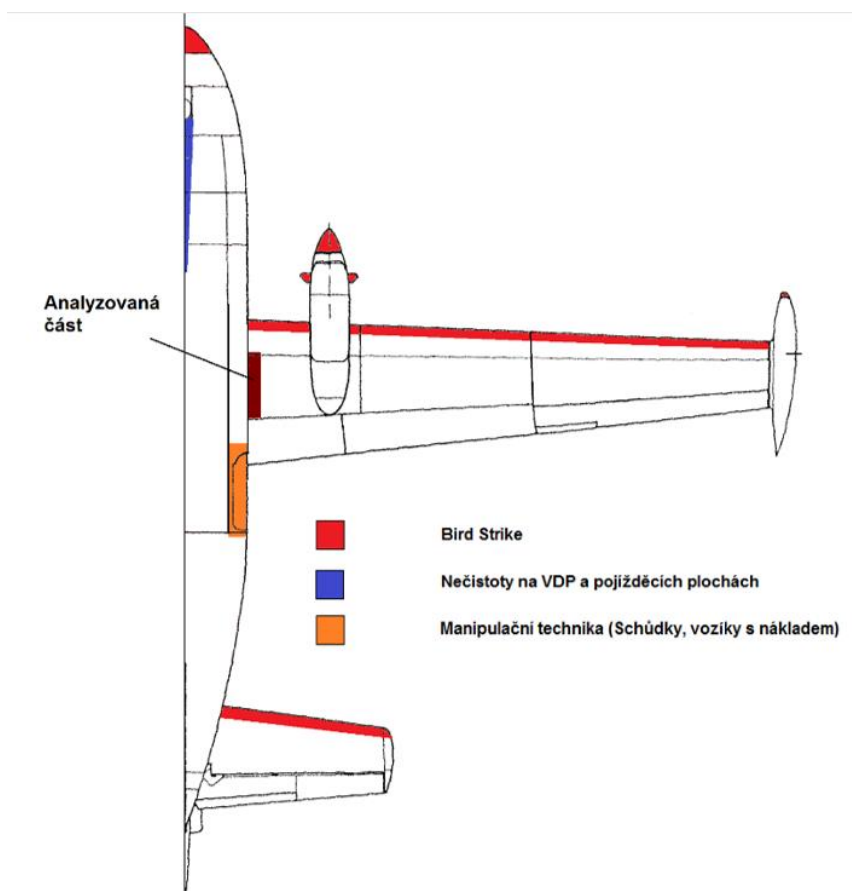
Nyní zbývá dle **MSG-3** analýzy určit případné speciální prohlídky pro náhodné poškození (**AD**) a poškození od prostředí (**ED**).

10.4.15 Určení požadovaných úkolů inspekce pro ED/ AD

Vzhledem k tomu, že analyzovaná sestava obsahuje výhradně kovové části bude použita analýza podle Obr. 7-4 a dále postupy popsané v podkapitolách 7.7 a 7.8. Prvním krokem je určení základních úkolů inspekce pro **ED/ AD** dle kroku P7 (Obr. 7-4).

Požadované úkoly inspekce AD

Nejdříve se určí, zda daná sestava leží v oblasti s vyšší náchylností náhodnému poškození Obr. 10-13.



Obr. 10-13 Umístění analyzované části na letounu L-410

Z obrázku je patrné, že analyzovaná část nespadá do částí konstrukce s vyšší náchylností k náhodnému poškození. To ovšem neznamená, že ve výjimečných případech nemůže k náhodnému poškození dojít. Předpokládá se, že v případě běžného náhodného poškození dojde k poškození jen vnějších částí konstrukce.

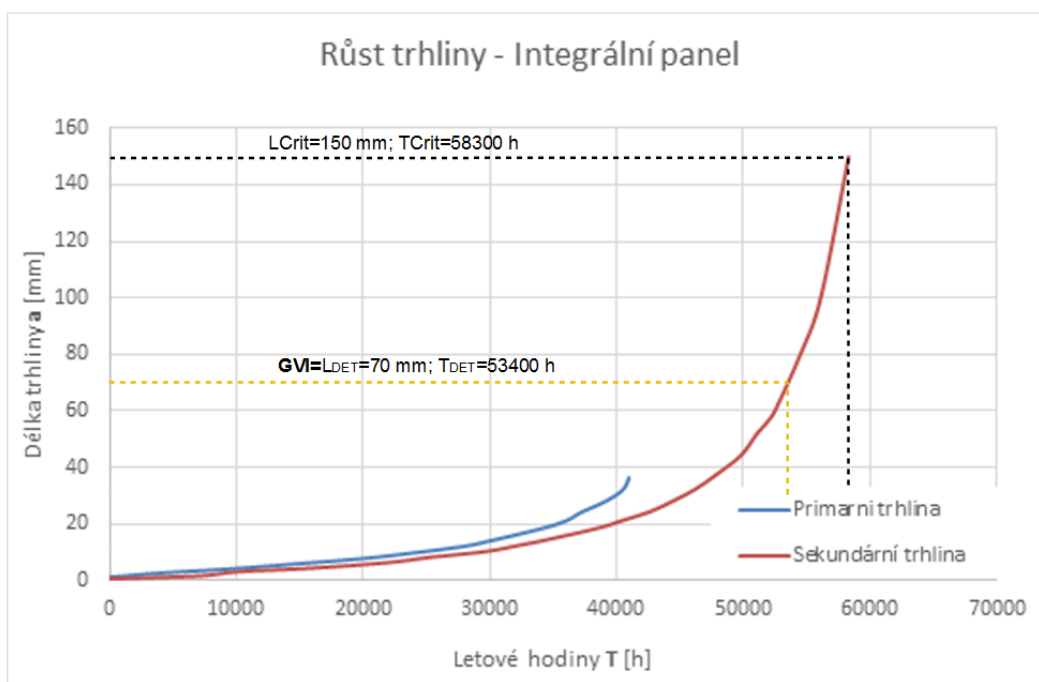
Vzhledem k tomu, že se náběžné hrany a spodní části povrchu křídla kontrolují před každým letem během předletové kontroly, případná rozsáhlejší poškození by měla být odhalena během předletové kontroly, případně během letu na základě druhotných příznaků (náráz, vibrace, změna chování letounu).

Drobná poškození, která nemusejí být odhalena během předletové kontroly mohou vyústit v únavové poškození nebo poškození od prostředí, které je nutné odhalit dříve, než dojde k překročení kritické velikosti poškození. Nyní je nutné ověřit, zda tuto podmínku splní jednoduchá vizuální kontrola, která je prováděna před každým letem během předletové kontroly.

Vzhledem k tomu, že ve většině případů je únavové poškození obtížněji detekovatelné, než poškození od náhodných událostí bude velikost detekovatelného poškození určena podle metodiky popsané v podkapitole 8.3.1 s uvažováním drobného poškození s následnou propagací trhliny. Pro zjednodušení budou, jako referenční hodnoty přípustného poškození a rychlosti šíření trhliny použity výsledky z únavové analýzy [25], popsané v této práci v podkapitole 10.1, kde je kritická délka trhliny pro spodní integrální panel stanovena na $a_{crit}=150\text{ mm}$. Z výsledku analýzy Tab. 44 je patrné, že detekovatelná velikost trhliny je $L_{DET}=70\text{ mm}$.

Porovnáním hodnot na diagramu růstu únavové trhliny na Obr. 10-14 je určena doba mezi detekovatelnou a kritickou délkou trhliny na **4900 h**. Dle dostupných informací výrobce [15] je maximální výdrž letounu 10 hodin. To znamená, že mezi detekovatelnou a kritickou délkou trhliny by mělo být provedenou **minimálně 490 prohlídek**. **V takovém případě nejsou nutné žádné speciální dodatečné prohlídky letounu, pro detekci náhodných poškození.**

Pozn.: Při kontrole je počítáno s maximální teoretickou výdrží. Jedná se o extrémní hodnotu, zatímco v reálném provozu budou lety mnohem kratší do cca 4 h. Tato hodnota byla volena záměrně konzervativní, z důvodu drobných odchylek v šíření rychlosti růstu trhliny, v různých částech zkoumané oblasti.



Obr. 10-14 Detekovatelná a kritická délka trhliny pro **AD** „Integrální panel“ [25]

Detekovatelná délka trhliny dle Benta		GVI	DET
Hodnocení přístupu		Hodnocení stavu	

Faktor viditelnosti	Faktor zaplnění prostoru		Hodnocení
	Nedostatečný	Nutnost redefinovat způsob údržby nebo upravit konstrukci.	0
	Slabý	Zaplněn	1
		Mírně zaplněn	2
		Volný prostor	3
	Průměrný	Zaplněn	2
		Mírně zaplněn	3
		Volný prostor	4
	Dobrý	Zaplněn	3
		Mírně zaplněn	4
		Volný prostor	5

Faktor osvětlení	Faktor znečištění		Hodnocení
	Zastíněné plochy	Znečištěn	1
		Čistý	2
	Plochy osvětlené obvyklým zdrojem světla	Znečištěn	2
		Čistý	3
	Vyžadován zdroj koncentrovaného světla	Znečištěn	3
		Čistý	4

Hodnocení praktičnosti

Faktor velikosti				
	Velká plocha	Středně velká plocha/ Velká součást	Středně velká součást	Malá součást
Hodnocení přístupu	1	1	1	1
	2	1	2	2
	3	2	3	3
	4	2	4	4
	5	3	4	5

Základní velikost detekovatelné trhliny L_{BAS} [mm]

		Hodnocení stavu			
		1	2	3	4
Hodnocení praktičnosti	1	295	205	145	100
	2	205	100	70	50
	3	145	70	35	22
	4	100	50	15	10
	5	70	22	10	8

Velikost detekovatelné trhliny												
Faktor tloušťky		x	Faktor hran		x	L_{BAS} [mm]	=	Viditelná délka L_{VIS} [mm]	+	Skrytá délka L_H [mm]	=	Velikost detekovatelné trhliny L_{DET} [mm]
t<5 mm	1		Hrana	0,5								
5<t<10mm	1.25											
t>10mm	1.5		Mimo hranu	1								
1		x	1		x	70	=	0	+	0	=	70

Tab. 44 Detekovatelná délka trhliny AD "Integrovaný panel"

Požadované úkoly inspekce ED

Analyzovaná část konstrukce je tvořena dvěma prvky z různých hliníkových slitin spojenými hliníkovými nýty. Základní odolnost proti korozi je pro dané materiály dle podkladů výrobců následující.

- **Hliníková slitina 2124-T851 (Pásnice) [55]**

Slitina citlivá na atmosférickou korozi, zejména v případě průmyslového použití a použití v přímořských oblastech. Slitiny by měly být proti těmto podmínkám chráněny. Potažením slitiny vrstvou čistého hliníku (Alclad) je možné dosáhnout vysoké odolnosti proti atmosférické korozi, povrchová vrstva potom dosahuje vysoké odolnosti vůči korozivnímu napadení a zároveň poskytuje dostatečnou katodickou ochranu jádrové slitiny.

Na základě zkoušek vykazuje slitina dobrou odolnost vůči korozi pod napětím.

Slitina má vynikající odolnost proti exfoliaci.

Slitina je nevhodná k eloxování

- **Hliníková slitina 7475-T7351- (Integrovaný panel) [56]**

Slitina s nižší citlivostí na atmosférickou korozi oproti slitinám 2XXX. Pro aplikace v korozivním prostředí je vhodné tyto slitiny proti těmto podmínkám chránit (ALCLAD, ochranné nátěry atd.)

Slitina odolná proti exfoliaci

Slitina není vhodná k eloxování

- **Hliníková slitina 5056 (Nýty*) [57]**

Slitina s velmi nízkou citlivostí na atmosférickou korozi, která může být použita i v slaném prostředí.

Vzhledem k použitým materiálům lze předpokládat, že na daných částech bude použita nějaká forma ochrany proti korozi. Dle dostupných informací Aircraft Industries [15] používá systémy ochrany proti korozi (Chromating Alumigold B, Chromating Alodine 1500, Chromic acid anodising). Pro analyzovanou část konstrukce se uvažuje použití ochrany **Chromated Alumigold B** s následným nástřikem barvy na vnější části konstrukce. Tato ochrana spadá do kategorie 1A (Tab. 45) dle MIL-DTL-81706B [58] splňující zkoušku rozstříkáním solného roztoku (5 %) dle ASTM B117. Dále splňuje podmínky dle standardu MIL-PRF-32239 [59] na zkoušku odolnosti proti korozi vystavením rozprašování solného roztoku po dobu 3000 h.

Odolnost proti korozi chemických filmů (bez nástřiku barvy)			
Typ Testu	Třída	Slitina, na kterou je ochrana aplikována	Doba expozice solnému roztoku [h]
Kvalifikační	1A	2024-T3, 7075-T6	336*
	3	6061-T6	168
Kontrola shody	1A	2024-T3	168
	3	6061-T6	169

*Doba expozice pro třídu 1A, formu VI (Předem namáchaná kapalina), metodu aplikace D (Aplikační pero, nebo předplněné aplikační zařízení) je 168 hodin. **Pozn.:** Forma a metoda aplikace používána při údržbě pro opravu drobných poškození ochranného filmu (oděrky škrábance atd.)

Tab. 45 Odolnost proti korozi chemických filmů [58]

Korozivita prostředí

- Vnější konstrukce

Pro účely dizertační práce se uvažuje použití letounu převážně v oblastech se **střední až vysokou korozivitou** (Kat. C3, C4) viz Tab. 4, která spadá do průměrné korozivity prostředí dle AC43-4A. Letoun bude dále opatřen vnějším nátěrem, který kromě estetického hlediska, také chrání povrch letounu proti působení vnějších vlivů.

V současnosti se doporučuje obnovení nátěru každých 5-6 let [47], [60]. Stav nátěru a stavu povrchu letounu je kontrolován při čištění letounu nebo u prohlídky **úrovně A**, obvykle 2x-4x ročně u velkých letadel, 1x denně u malých letadel. U analyzované části konstrukce je možné vadu či korozi na vnějším povrchu odhalit během předletových kontrol. Na základě běžných kontrol a korozivity prostředí, ve kterém se letoun bude pohybovat, není nutné předepsat žádnou speciální prohlídku pro splnění podmínek **CPCP**.

- Vnitřní konstrukce

Jedná se o konstrukci bez speciálního odvětrávání vnitřních částí. Z toho důvodu může za určitých podmínek docházet ke kondenzaci vlhkosti uvnitř dutiny zvláště pak při startu a přistání letounu. Z hlediska četnosti výskytu kondenzace a proměnnosti teploty (letoun bez přetlakové kabiny s maximální výškou letu 15000 ft) je hodnocení korozivity prostředí **střední** (Kat. C3). Vzhledem k použití ochranné vrstvy není nutné předepsat žádnou speciální plánovanou prohlídku pro splnění podmínek **CPCP**. Avšak v případě, že letoun **nalétá méně jak 3200 hodin během 5 let**, je doporučena prohlídka stavu povrchu konstrukce a ochranné vrstvy vnitřních částí analyzované konstrukce.

- Galvanická koroze

Veškeré konstrukční části v analyzované oblasti jsou vyrobeny z hliníkových slitin. V takovém případě podle Tab. 5 není nutné zavádět speciální kontroly konstrukce.

V tabulce Tab. 46 je uveden přehled všech navržených prohlídek pro **AD/ED**.

Návrh inspekce pro AD/ED				
Úroveň údržby	Úkol	MSI Sestava/Prvek		
		(Spodní pásnice-Spodní integrální panel)		
		Pásnice	Integrální panel	
		Interval	Interval – Vnější plochy	Interval – Vnitřní plochy
P	Vizuální kontrola (GVI)	-	Předletová kontrola	-
A	Vizuální kontrola (GVI)	-	400 hodin	-
D	Vizuální kontrola (DET)	3200 hodin nebo každých 5 let	3200 hodin nebo každých 5 let	3200 hodin nebo každých 5 let

Tab. 46 Návrh inspekce pro **AD/ED**

Určení požadovaných úkolů pro CPCP

Dalším krokem je určit požadavky pro **CPCP** Obr. 7-4 (P8). Požadované úkoly vyplývající z požadavků na **ED** poškození (P7) byly navrženy, tak aby splňovali podmínky kladené pro **CPCP** (P8):

- **Corrosion Level 1**

Korozivní poškození, které nevyžaduje posílení konstrukce nebo výměnu dílu. Koroze, vyskytující se mezi po sobě jdoucími intervaly údržby (program **CPCP**) překračující povolený limit, ale jen za předpokladu, že se jedná o korozi lokální, kterou lze přičíst náhodné události, a ne typickému použití provozovatele.

Předpokládá se vznik koroze překračující povolené limity jen v případech poškození ochranného filmu konstrukce v důsledku náhodné události. **Pro tyto případy je ochranný film pravidelně kontrolován.**

Určení, zda jsou úkoly inspekce pro ED dostačující k pokrytí požadavků.

Posledním krokem analýzy **ED/ AD** je určení, zda úkoly **ED** jsou dostatečné pro pokrytí požadavku **CPCP** Obr. 7-4 (D3).

Požadované úkoly inspekce pro **ED** poškození pokrývají požadavky vyplývající z požadavků na **CPCP Level 1**, proto není nutné definovat nebo upravit úkoly údržby.

10.5 Vytvoření údržbového plánu Případ 2 (Spodní integrální panel)

Vzhledem k tomu, že postup tvorby údržbového plánu pro spodní integrální panel se v podstatě shoduje s postupy uvedených podkapitole 10.4, jsou pro větší přehlednost této práce postupy vytvoření údržbového plánu spodního integrálního panelu přesunuty do přílohy 4.

10.6 Konsolidované úkoly údržby

V předchozích kapitolách byly určeny požadavky, předběžné úkoly a intervaly údržby pro jednotlivé druhy poškození pro oba řešené případy. Nyní je nutné tyto úkoly sloučit do podoby, která bude uvedena v **MRB** a v příručce údržby. V Tab. 47, Tab. 48 a Tab. 49 jsou uvedeny konsolidované úkoly údržby pro levé křídlo. Konsolidované úkoly pro pravé křídlo jsou totožné s úkoly na levém křídle, a proto jsou pro větší přehlednost uvedeny v příloze 5.

Konsolidované úkoly údržby **neobsahují úkoly**, které jsou prováděny při **předletové kontrole**. Tyto úkoly jsou součástí letové příručky (obhlídka letounu/ normální postupy) a nebudou v této práci dále rozvedeny.

Konsolidované úkoly údržby				
Označení dílu (P/N):	57-00-L-Wing	Systém: 57 Subsystém: 00 Dodavatel: N/A Kontakt: N/A		KŘÍDLO Obecné
Název dílu: Popis:	Levé křídlo.			
Materiál	N/A			
Přiřazené úkoly údržby				
Označení úkolu údržby:	57-30-GVI-500	Zóna:		500
Název úkolu údržby:	Vizuální prohlídka zóny 500	Klasifikace úkolu údržby:		Inspekce
		Úkol může provádět: NDT Spec./Mechanik/Posádka		✓/✓/X
Popis: Proveďte vizuální prohlídku GVI vnějších částí konstrukce, zaměřenou na stav ochranných nátěrů, korozi a poškození konstrukce. Předpokládaná velikost poškození: L _{DET} ≥ 87,5mm Poznámky:		Úroveň údržby	Interval	Poznámka
		A	400 h	-

Tab. 47 Konsolidované úkoly údržby (Levé křídlo)

Konsolidované úkoly údržby			
Označení dílu (P/N):	57-30-L- Main_Int_Panel	Systém: 57 Subsystém: 30 Dodavatel: N/A Kontakt: N/A	KŘÍDLO Potah
Název dílu: Popis:	Integrovaný panel spodní (Levý) Část primární konstrukce křídla, skládající se ze zesílení (stringery) a potahu.		
Materiál	7475-T351		
Přiřazené úkoly údržby			
Označení úkolu údržby:	57-10-DET-521	Zóna	521
Název úkolu údržby:	Detailní vizuální prohlídka zóny 521	Klasifikace úkolu údržby:	Inspection
		Úkol může provádět : NDT Spec./Mechanik/Posádka	✓/✓/X
Popis: Proveďte vizuální prohlídku DET vnějších i vnitřních částí konstrukce zaměřenou na stav ochranných nátěrů, korozi a poškození konstrukce. Předpokládaná velikost poškození: L _{DET} ≥ 24,25mm Poznámky:		Úroveň údržby	Interval
		D	3200 h
		D	5 let
		Poznámka	
		Více jak 3200 let. hodin během 5 let. Méně než 3200 let. hodin během 5 let.	

Tab. 48 Konsolidované úkoly údržby (Levé křídlo – Integrovaný panel)

Konsolidované úkoly údržby				
Označení dílu (P/N):	57-10-L-Main_Spare	Systém: 57 Subsystém: 10		KŘÍDLO Hlavní
Název dílu: Popis:	Spodní pásnice (Levá) Část primární konstrukce křídla, součást hlavního nosníku křídla.	Dodavatel: N/A		
Materiál	Aluminium 2124-T851	Kontakt: N/A		
Přiřazené úkoly údržby				
Označení úkolu údržby:	57-10-NDT-ED-511	Zóna:		511
Název úkolu údržby:	NDT prohlídka spodní pásnice křídla v zóně 511	Klasifikace úkolu údržby:		Inspection
		Úkol může provádět: NDT Spec./Mechanik/Posádka		✓/X/X
Popis: Provedte prohlídku spodní pásnice pomocí vířivých proudů v okolí všech nýtových spojů mezi žebrem 103L-104L, zaměřenou na detekci únavových trhlin šířících se od nýtových spojů. Předpokládaná velikost poškození: L _{DET} ≥ 2,54mm Poznámky: K provedení prohlídky lze použít šablonu nýtových spojů mezi žebrem 103L-104L.		Úroveň údržby	Interval	Poznámka
		2D	6400 h	První prohlídka po 12800 letových hodinách
Označení úkolu údržby:	57-10-DET-511	Zóna:		511
Název úkolu údržby:	Detailní vizuální prohlídka zóny 511	Klasifikace úkolu údržby:		Inspection
		Úkol může provádět: NDT Spec./Mechanik/Posádka		✓/✓/X
Popis: Provedte vizuální prohlídku DET vnějších i vnitřních částí konstrukce zaměřenou na stav ochranných nátěrů, korozi a poškození konstrukce. Předpokládaná velikost poškození: L _{DET} ≥ 14,5mm Poznámky:		Úroveň údržby	Interval	Poznámka
		D	3200 h	Více jak 3200 let. hodin během 5 let.
		D	5 let	Méně než 3200 let. hodin během 5 let.

Tab. 49 Konsolidované úkoly údržby (Levé křídlo – Pásnice)

POPIS ČINNOSTI	Reference	PROHLÍDKA				MECHANIK	INSPEKTOR	POZNÁMKA
		A	B	C	D			
LEVÉ KŘÍDLO								
Provedte vizuální prohlídku GVI vnější konstrukce křídla	57-30- GVI -500	+	+	+	+			
Provedte vizuální prohlídku DET vnějších i vnitřních částí konstrukce křídla v zóně 521.	57-10- DET -521	-	-	-	+			
Provedte prohlídku spodní pásnice pomocí vířivých proudů v okolí všech nýtových spojů mezi žebrem 103L-104L levého křídla.	57-10- NDT-ED -511	-	-	-	2D			
Provedte vizuální prohlídku DET vnějších i vnitřních částí konstrukce v zóně 511.	57-10- DET -511	-	-	-	+			
PRAVÉ KŘÍDLO								
Provedte vizuální prohlídku GVI vnější konstrukce křídla	57-30- GVI -600	+	+	+	+			
Provedte vizuální prohlídku DET vnějších i vnitřních částí konstrukce křídla v zóně 621.	57-10- DET -621	-	-	-	+			
Provedte prohlídku spodní pásnice pomocí vířivých proudů v okolí všech nýtových spojů mezi žebrem 103P-104P levého křídla.	57-10- NDT-ED -611	-	-	-	2D			
Provedte vizuální prohlídku DET vnějších i vnitřních částí konstrukce v zóně 611.	57-10- DET -611	-	-	-	+			

Tab. 50 Periodicita údržby

10.7 Vyhodnocení případové studie

Popsané metody byly testovány na případové studii části konstrukce křídla letounu L-410NG. Jedná se o verzi letounu L-410, u které byla poprvé v Českém leteckém průmyslu aplikována koncepce DAMAGE TOLERANCE. Z výsledků případové studie je patrné, že navržené postupy v této dizertační práci **vedou k zefektivnění údržby** u letadel využívajících koncepci **DAMAGE TOLERANCE**. Zvláště pak při použití kombinace **MSG-3** a **vícekritériálního hodnocení variant**, lze navrhnout plán inspekčních prohlídek, který bude vytvořen na základě konkrétních požadavků výrobce nebo provozovatele letounu pro danou konkrétní situaci. V práci byly použity metody, které díky své relativní jednoduchosti mohou využívat, jak ekonomičtí pracovníci, tak i technici a certifikační pracovníci.

10.7.1 Vyhodnocení údržbového plánu Případ 1 (Spodní pásnice – Spodní integrální panel)

Porovnání výsledků případové studie s obecnými vizuálními **GVI** a detailními **DET** inspekčními metodami je uvedeno i vzhledem k obecně doporučovanému způsobu údržby, kdy se pro konstrukce doporučuje používat vždy vizuální metody a **NDT** metody použít jen v případech, kdy není vizuální metody možné použít [51].

Porovnání je provedeno pro spodní pásnici křídla. V Tab. 51, Tab. 52 a Tab. 53 jsou **počítány rozdíly vzhledem k hodnotám kritérií vířivých proudů**.

Porovnání základních kritérií vířivých proudů s vizuálními metodami					
Parametr	Vířivé proudy (referenční hodnota)	GVI	Rozdíl [%]	DET	Rozdíl [%]
Cena [Kč]	231	109	+111,93	144	+60,41
Interval mezi prohlídkami [h]	6400	600*	+966,66	2400*	+166,67
Doba prohlídky [min]	45	35	+28,57	40	+12,50

**Jsou použity původní intervaly údržby viz Tab. 19*

Tab. 51 Porovnání základních kritérií vybraných inspekčních metod

**Jsou použity původní intervaly údržby viz Tab. 19*

Tab. 51 porovnává základní parametry jednotlivých inspekčních metod z hlediska jedné prohlídky. V tabulce Tab. 52 a Tab. 53 jsou uvedena kumulovaná data pro celou životnost letounu 30000 h resp. 50000 h.

Porovnání základních kritérií vířivých proudů s vizuálními metodami (30000 h)					
Parametr	Vířivé proudy (referenční hodnota)	GVI	Rozdíl [%]	DET	Rozdíl [%]
Počet inspekcí (cca 30000 letových hodin)*	3	25	-88,00	7	-57,14
Interval mezi prohlídkami [h]	6400	600**	+966,66	2400**	+166,67
Celková cena [Kč]	693	2725	-74,57	1008	-31,25
Celková doba prohlídek [min]	135	875	-84,57	280	-51,79

*Uvažuje se první prohlídka po dosažení plánované životnosti 30000 h a počátek inspekci po 12800 h (**ED**), 14400 h (**DET**) a 15000 h (**GVI**)

**Jsou použity původní intervaly údržby viz Tab. 19

Tab. 52 Porovnání základních kritérií vizuálních metod a vířivých metod po 30000 h

Porovnání základních kritérií vířivých proudů s vizuálními metodami (50000 h)					
Parametr	Vířivé proudy (referenční hodnota)	GVI	Rozdíl [%]	DET	Rozdíl [%]
Počet inspekci (cca 50000 letových hodin)*	6	59	-89,80	15	-60,00
Interval mezi prohlídkami [h]	6400	600*/	+966,66	2400**	+166,67
Celková cena [Kč]	1386	6431	-78,45	2160	-35,83
Celková doba prohlídek [min]	270	2065	-86,92	600	-55,00

* Uvažuje se první prohlídka po dosažení plánované životnosti 50000 h a počátek inspekci po 12800 h (**ED**), 14400 h (**DET**) a 15000 h (**GVI**)

**Jsou použity původní intervaly údržby viz Tab. 19

Tab. 53 Porovnání základních kritérií vizuálních metod a vířivých metod po 50000 h

Z výsledků je patrné, že ačkoliv jsou vířivé proudy nejnákladnější z ekonomického hlediska i času potřebného na inspekci, tak díky delším intervalům mezi prohlídkami jsou z hlediska celé životnosti letounu nejlevnější a vyžadují nejméně času pro údržbu. Další výhodou je, že oproti vizuálním metodám je možné prodloužit interval údržby **úrovně D** z původních 2400 hodin na 3200 hodin. V dnešní době se průměrná doba údržby **úrovně D** pohybuje mezi 25-45 dny. To znamená, že tato změna v intervalech údržby značně redukuje čas, kdy letoun nelétá a negeneruje provozovateli zisk.

Samotná prohlídka pásnice je prováděna každou druhou prohlídku **úrovně D**, tedy jednou za **6400 h**. Tato hodnota je oproti výpočtům **10667 h resp. 9600 h** (po zařazení do každé třetí prohlídky **úrovně D**) mírně konzervativní. Prohlídka je volena konzervativně z důvodu, že se jedná o první DAMAGE TOLERANCE konstrukci výrobce letounu a zatím neexistují zkušenosti s chováním konstrukcí DAMAGE TOLERANCE na letounu L-410 NG během běžného provozu.

10.7.2 Vyhodnocení údržbového plánu Případ 2 (Spodní integrální panel)

Vzhledem k tomu, že u **Případu 2** byly nejlépe hodnocené obecné vizuální metody inspekce (**GVI**), budou **GVI** porovnán s detailní vizuální inspekcí (**DET**) a vířivými proudy. Porovnání je provedeno pro spodní pásnici křídla. V Tab. 51, Tab. 52 a Tab. 53 jsou **počítány rozdíly vzhledem k hodnotám GVI inspekce**.

Porovnání základních kritérií Vizuálních metod a Vířivých proudů					
Parametr	GVI (referenční hodnota)	DET	Rozdíl [%]	Vířivé Proudy	Rozdíl [%]
Cena	31	97	-68,04	255	-87,84
Interval mezi prohlídkami	400	800*	-50,00	3200**	-87,50
Doba prohlídky	10	20	-50,00	40	-75,00

*Uvažuje se provedení prohlídky každý druhý cyklus údržby úrovně A

*Uvažuje se provedení prohlídky každý cyklus údržby úrovně D

Tab. 54 Porovnání základních kritérií vybraných inspekčních metod

Tab. 54 porovnává základní parametry jednotlivých inspekčních metod z hlediska jedné prohlídky. V tabulce Tab. 55 a Tab. 56 jsou uvedena kumulovaná data pro celou životnost letounu 30000 h resp. 50000 h.

Porovnání základních kritérií Vizuálních metod a Vířivých proudů (30000 h)					
Parametr	GVI	DET	Rozdíl [%]	Vířivé Proudy	Rozdíl [%]
Počet inspekcí (cca 30000 letových hodin)*	38	20	+90,00	6	+533,33
Interval mezi prohlídkami	400	800	-50,00	3200	-87,50
Celková cena	1178	1940	-39,28	1530	-23,01
Celková doba prohlídek	380	400	-5,00	240	+58,33

* Uvažuje se první prohlídka po dosažení plánované 30000 h a počátek inspekci po 12800 h (**ED**), 14400 h (**DET**) a 14800 h (**GVI**)

Tab. 55 Porovnání základních kritérií vizuálních metod a vířivých metod po 30000 h

Porovnání základních kritérií Vizualních metod a Vířivých proudů					
Parametr	GVI	DET	Rozdíl [%]	Vířivé Proudý	Rozdíl [%]
Počet inspekci (cca 50000 letových hodin)*	88	45	95,55	12	633,33
Interval mezi prohlídkami	400	800	-50,00	3200	-87,50
Celková cena	2728	4365	-37,50	3060	-10,85
Celková doba prohlídek	880	900	-2,22	480	+58,33

* Uvažuje se první prohlídka po dosažení plánované 50000 h a počátek inspekci po 12800 h (ED), 14400 h (DET) a 14800 h (GVI)

Tab. 56 Porovnání základních kritérií vizualních metod a vířivých metod po 50000 h

Výsledky ukazují, že **GVI** metody jsou z hlediska celkové životnosti letounu **cenově nejvýhodnější**, avšak v ostatních měřitelných aspektech zaostávají (oproti vířivým metodám). Výhodou je snadnost a nízká komplexnost inspekce, která zde není porovnána, avšak byla brána v úvahu v případě vícekritériálního hodnocení.

11. Závěr

Cílem práce je analyzovat aktuální stav údržby a navrhnout efektivní postupy údržby konstrukčních částí letadel v souladu s koncepcí **DAMAGE TOLERANCE**. Cíle práce jsou shrnuty v kapitole 2.

Cíle odráží potřeby leteckého průmyslu současnosti, kdy v České republice vznikají první letadla s koncepcí konstrukce **DAMAGE TOLERANCE**. U této konstrukce je zapotřebí aplikovat rozdílný přístup k údržbě než u konstrukcí s koncepcí **SAFE LIFE**. V českém leteckém průmyslu konstrukce **DAMAGE TOLERANCE** zatím nebyly aplikovány, a modernizaci plánování údržby nebylo nutné řešit. Tato situace se mění nejen s příchodem nových koncepcí konstrukce, ale i se stále se zvyšující se komplexitou ostatních systémů letadel, k čemuž přispívá fakt, že zvyšování efektivity údržby se stává celosvětovým trendem i u menších letadel. Práce je koncipována s důrazem na maximální obecnost, tak aby výsledky práce bylo možné použít univerzálně u každého letadla. Případová studie byla provedena na základě veřejně dostupných podkladů k letounu L-410NG, které je prozatím jediným letounem využívajícím koncepci **DAMAGE TOLERANCE** v České republice.

V kapitolách 3 až 5 je popsán současný stav letecké údržby. Dané kapitoly obsahují, stručnou historii letecké údržby a popis v současnosti používaných přístupů k údržbě. Tyto přístupy stále převládají u malých letadel a letadel koncepce **SAFE LIFE**. Kapitola 3 popisuje základní informace o životnosti letecké konstrukce a různých koncepcích. Dále jsou popsány základní typy poruch, které mohou na konstrukci vzniknout.

V kapitole 5 jsou uvedené běžně používané moderní přístupy k údržbě, **RCM** (Reliability Centered Maintenance) a **MSG** (Maintenance Steering Group), které jsou aplikovány převážně u dopravních letadel. Zvlášť se zaměřuje na popis metodiky **MSG-3**, která je používána v této práci, jako základní popis postupů pro plánování programu plánované údržby letounu a stěžení části této práce je rozšiřují o výběr efektivních metod inspekce a určení intervalů údržby.

V kapitole 6 je uveden soupis předpisů, které tvoří předpisovou bázi plánování údržby letounů kategorie EASA CS-23/ FAA FAR 23.

V kapitole 7 až 9 jsou teoreticky popsány postupy pro tvorbu údržby pro letouny CS-23/ FAR 23. Postupy vychází z metodiky **MSG-3**, která je upravena tak, aby mohla být použita na pro letouny CS-23/ FAR 23. **MSG-3** tvoří kostru práce, pro kterou byly navrženy metody a postupy pro stanovení intervalů údržby (kapitola 8).

Tyto metody vychází z předpokladu, že je možné určit kritickou míru poškození a zároveň detekovatelnou velikost poškození. Tato část práce je inovativní v tom, že nebere v úvahu pouze vizuální metody, ale kombinaci vizuálních i **NDT** metod. Další inovace spočívá v aplikaci těchto metod do postupů **MSG-3** takovým způsobem, že jsou integrální součástí postupů **MSG-3**. Metodika **MSG-3** přímo neřeší jaké konkrétní metody inspekce pro kontrolu konstrukcí použít. Tato dizertační práce metodiku **MSG-3** rozšiřuje o vícekritériální hodnocení variant, které zajišťuje výběr nejefektivnější inspekční metody na základě různých kritérií a stanovených priorit (kapitola 9). Vícekritériální hodnocení je v práci také přímo implementováno do **MSG-3**, navazující na postupy stanovení intervalů údržby. Navržené postupy pokrývají požadavky, jak výrobců letadel, tak jejich provozovatelů v případech, kdy je nutné upravit plány údržby. Přičemž hodnotící kritéria i varianty pro výběr mohou být v případě potřeby upraveny podle požadavků provozovatele.

Aplikace navržených postupů na konkrétní konstrukci je provedena ve studii v kapitole 10, kde je provedena aplikace na část křídla letounu L-410NG. Veškeré informace o životnosti a konstrukčním uspořádání křídla jsou získány z veřejných zdrojů, primárně z diplomové práce Ing. Vlčka [25]. Z tohoto důvodu je nutné podotknout, že výsledky v této práci nemusí reprezentovat skutečný stav a možnosti údržby na letounu L-410NG. Další zjednodušení je fakt, že je analyzována jen jedna konkrétní část letadla, a tudíž nebere v potaz ostatní části konstrukce a systémy, což se u reálného letounu může projevit změnou intervalů údržby jednotlivých balíků údržby (**úroveň údržby**) nebo drobnými změnami v prohlídkách jednotlivých zón letounu. Postupy jsou aplikovány na spodní část křídla mezi žebry 103 a 104. V této části byl proveden kompletní návrh údržbového plánu pro konstrukce letadel dle **MSG-3** a postupů navržených v této práci.

Z výsledků je patrné, že **MSG-3** metody pro stanovení inspekčních intervalů a postupy vícekritériálního hodnocení se velmi dobře doplňují, díky čemuž bylo možné posunout **úroveň údržby D** z původních **2400 h** na **3200 h** při použití kombinace **NDT** metod inspekce a vizuálních metod. Zvýšení intervalů údržby má jednoznačný pozitivní vliv na ekonomickou a provozní využitelnost letadel, zredukováním celkového času stráveného údržbou během života letounu.

Kapitola 10 dále obsahuje porovnání navrhnutých úkolů údržby s úkoly navrženými podle stávajících postupů omezených pouze na vizuální metody (**GVI**, **DET**). Z porovnání je patrné, že navržené úkoly pomocí **vířivých proudů jsou nákladnější z hlediska jedné inspekce** (cena **GVI** je vyšší o **111,93 %** resp. **60,41 %** u **DET**), přesto však jsou v tomto **konkrétním případě ekonomicky výhodnější z hlediska celkové životnosti letadla** (cena je nižší o **74,57 %** u **GVI** resp. **31,25 %** u **DET** po 30000 h.). **To v kombinaci s nižším počtem nutných prohlídek snižuje celkové náklady na provoz letadla a zvyšuje čas, po který je letoun využitelný.** Tyto faktory

mohou být podstatné v případech, kdy se provozovatel zatím jen rozhoduje, jaký typ letadla si pořídí. V dnešní době někteří provozovatelé letadel vyšších kategorií začínají **vyžadovat použití MSG-3 i případě letadel kategorie FAR-135**, resp. letadel typu **Bussines Jet a CS-23/FAR 23 Commuter**.

V budoucnu by bylo zajímavé provést porovnání výsledků analýzy vícekritériálního hodnocení variant **z hlediska jednoho cyklu údržby** s analýzou kompletního údržbového plánu **z hlediska celkové životnosti letounu**.

Dizertační práce obsahuje nový pohled na oblast údržby draku letadel kategorie CS-23/ FAR 23 a zároveň rozšiřuje práci Ing. Jindřicha Findy, Ph.D. [23], ve které byla metoda **MSG-3** aplikována na systémy a pohonné jednotky. Práce přináší prvek novosti v oblasti volby konkrétních inspekčních metod a jejich aplikace do plánované údržby. Postupy navržené v této práci se ukazují jako přínosné i při uvažování některých zjednodušení, které pramení z nedostatků podkladů nebo zjednodušení některých ekonomických aspektů.

Dále bylo prokázáno, že za jistých okolností může použití **NDT** metod zefektivnit údržbu výrazným způsobem, ačkoliv je obecně doporučováno, aby se v případech, kdy je to možné používali pouze vizuální metody. Postupy navržené v této práci mají značný potenciál k rozšíření. **Vícekritériální hodnocení variant může být například aplikováno v SHM pro určení vhodných konstrukčních částí letounu pro umístění senzorů pro systém SHM**. To může být velmi výhodné přihlédne-li se k faktu, že SHM se stále častěji dostává ke slovu při hledání efektivních způsobů sledování stavu konstrukce nejen v letectví.

12. Seznam použitých zdrojů

- [1] KRÁL, M. Provoz a údržba letecké techniky. VA AZ, 1985.
- [2] KRÁL, M. Provoz a údržba letecké techniky II. VA AZ, 1987.
- [3] ATA MSG-3 - Operator/Manufacturer Scheduled Maintenance Developement; Revision 2011.
- [4] MOUBRAY, J. Reliability-centred maintenance. 2nd ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2007, 423 s. ISBN 07-506-3358-1
- [5] HUNT, T. L. Collegiate aviation maintenance training programs certified under 14cfr part 147 that are members of the aviation technician education council. Oklahoma State University, 2010. Dostupné z:
http://digital.library.okstate.edu/etd/Hunt_okstate_0664D_10818.pdf [21.9.2013]
- [6] KOPEC, B. Nedestruktivní zkoušení materiálů a konstrukcí: (Nauka o materiálu IV). 1. vyd. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2008, 571 s. ISBN 978-80-7204-591-4.
- [7] RAITER, S. Nedestruktivní metody kontroly při údržbě a opravách letecké techniky. Brno, 2003.
- [8] ACKERT, S. P. Basics of Aircraft Maintenance Programs for financiers, Aircraftmonitor.com [Online] Dostupné z:
www.aircraftmonitor.com/uploads/1/5/9/9/15993320/basics_of_aircraft_maintenance_programs_for_financiers_v1.pdf [7.2.2014]
- [9] ÚDRŽBA – Terminologie údržby; ČSN EN 13306; Úřad pro technickou normalizaci metrologii a státní zkušebnictví; 2011 Praha
- [10] KINNISON, H. A. Aviation maintenance management. New York: McGraw-Hill, 2004. ISBN 00-714-2251-X.
- [11] RŮŽIČKA, M. Únavová pevnost a životnost: Výpočtové metody. Dostupné z:
<http://oprلز.iss.fd.cvut.cz/dokumenty/070309UnavovaPevnostAZivotnost.pdf> [17.6.2013]
- [12] NIU, M. C. Y., *Airframe structural design*. second edition. Hong Kong: Conmilit press LTD, 1989. 612 s. ISBN 962-7128-04-X.

- [13] Maintenance Steering Group-3 (MSG-3)-based Maintenance and Performance-based Planning and Logistics (PBP&L) Programs. Intergraph [Dostupné z: <http://www.intergraph.com/assets/pdf/MSG3.pdf>] [17.2.2013]
- [14] www.boeing.com
- [15] www.let.cz
- [16] www.faa.gov
- [17] FIALA, P. - JABLONSKÝ, J. - MAŇAS, M. Vícekriteriální rozhodování. 1. vyd. Praha, VŠE 1997. ISBN 80-7079-743-7
- [18] KORVINY, P. Teoretické základy vícekriteriálního rozhodování. Dostupné z: http://korviny.cz/mca7/soubory/teorie_mca.pdf [17.1.2014]
- [19] Manuál údržby letounu DA-20-KATANA, dostupný z: <http://www.diamondaircraft.com/wp-content/uploads/2016/01/DA201-C1-Rev-22.pdf> [8.2.2014]
- [20] AC-121-22A: Maintenance Review Board Procedures, 1997
- [21] AC-121-22C: Maintenance Review Boards, Maintenance Type Boards, and OEM/TCH Recommended Maintenance Processes, 2012
- [22] EASA CS-23: Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes
- [23] FINDA, J. Metody stanovení rozsahu a periodicity údržby letadel/ letadlových celků, Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2008
- [24] Approval Procedures For Modifications and Repairs to Damage Tolerant Aircraft Structures. Transport Canada. [S.l.]. 2004. dostupné na <https://www.tc.gc.ca> [22.6.2016]
- [25] VLČEK, D.: Stanovení životnosti dolního integrálního panelu křídla letounu L410 NG filozofií damage tolerance. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 160 s.
- [26] Joint Service Specification Guide 2006 (JSSG-2006), Defence Quality and Standardisation Office, Falls Church, Virginia, USA, 1998

- [27] Advanced materials and processes [online]. Volume 166, Issue 6. Metals Park: American Society for Metals, 2008. ISBN 0882-7958. Dostupné z: http://www.asminternational.org/emails/enews/amp_pdfs/amp16606p39.pdf [26.9.2016]
- [29] Přednášky kurzu: Kovové letecké konstrukce část 2: Navrhování dle Damage Tolerance podle podkladů autorů Hans-Jürgen Schmidt, Bianka Schmidt-Brandecker, AeroStruc – Aeronautical. Milan Růžička, 2009.
- [30] Issue Paper IP 105 Further definition of Structural Health Monitoring (SHM)/Addition to MSG-3, 2009 Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/document-library/imrbpb-issue-papers/ip-105> [26.9.2016]
- [31] BERAL, B.- SPECKMANN, H. Structural health monitoring (SHM) for aircraft structures: a challenge for system developers and aircraft manufactures. Proc. of the 4th International Workshop on Structural Health Monitoring, Edited by F.-K. Chang, Stanford University. 2003.
- [32] ZHAO, X. et al. Active health monitoring of an aircraft wing with embedded piezoelectric sensor/actuator network: I. Defect detection, localization and growth monitoring. Smart materials and structures, 2007, 16.4: 1208.
- [33] BECCALI, M. et al. Decision-making in energy planning. Application of the Electre method at regional level for the diffusion of renewable energy technology. Renewable energy, 2003, 28.13: 2063-2087.
- [34] NUTT, D. J., et al. Estimating the harms of nicotine-containing products using the MCDA approach. European addiction research, 2014, 20.5: 218-225.
- [35] SUN, Xiaoqian. Multiple criteria decision analysis techniques in aircraft design and evaluation processes. Hamburg, Technischen Universitat Hamburg, Air Transportation Systems. 2012.
- [36] WU, H., et al. Performance evaluation of aircraft maintenance staff using a fuzzy MCDM approach. Int. J. Innov. Comput. Inf. Control, 2012, 8: 3919-3937.
- [37] (CFR 14) FAR Part 23 Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, And Commuter Category Airplanes
- [38] (CFR 14) FAR Part 43 Maintenance, Preventive Maintenance, Rebuilding, and Alteration

- [39] (CFR 14) FAR Part 91 General Operating And Flight Rules
- [40] (CFR 14) FAR Part 135 – Operating Requirements: Comutter and On-Demand Operations and Rules Governing Persons
- [41] AC 25-19A - Certification Maintenance Requirements, 2011
- [42] AC 20-107B - Composite Aircraft Structure, 2009
- [43] AC 23-1309-1, System Safety Analysis and Assessment for Part 23 Airplanes, 2011
- [44] CAP 562 Civil Aircraft Airworthiness Information and Procedures (Design authorities), 2017
- [45] CAP 747 Civil Aircraft Airworthiness Information and Procedures (Maintenance and Overhaul Facilities)
- [46] (CFR 14) FAR Part 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes
- [47] Corrosion Prevention And Control Programs: The Facts About CPCP, Duncan Aviation, Dostupné z: <http://archive.da.aero/straighttalk/cpcp/facts.php> [22.07.2016]
- [48] AC 43-4A – Corrosion Control for Aircraft, 1991
- [49] Koroze kovů a slitin- Korozní agresivita atmosfér - Klasifikace, stanovení a odhad; ČSN EN ISO 9223, 2012
- [50] SAE ARP4761 Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment, SAE International, 2001
- [51] BENT, L. Practical airframe fatigue and damage tolerance. S.l.: Sigma K, 2010. ISBN 9780956517401.
- [52] ASM Handbook. Volume 19: Fatigue and Fracture. S.l.: ASM International, 1996. ISBN 978-0-87170-385-9.
- [53] SCHIJVE, J. Fatigue of structures and materials. 2nd ed. S.l.: Springer, 2009. ISBN 978-1402068072.
- [54] Maintenance schedule for the L410 UVP-E20 aeroplane without overhaul, LET a.s, 1995

- [55] Materiálová data pro slitiny hliníku 2124, Arconic, Dostupné z:
https://www.arconic.com/mill_products/catalog/pdf/alloy2124techsheet.pdf
[27.6.2017]
- [56] Materiálová data pro slitiny hliníku 7475, Arconic, Dostupné z:
https://www.arconic.com/mill_products/catalog/pdf/alloy7475techplatesheet.pdf
[27.6.2017]
- [57] Materiálová data pro slitiny hliníku 5056, Aircraft Materials, Dostupné z:
<https://www.aircraftmaterials.com/data/aluminium/5056.html> [28.6.2017]
- [58] MIL-DTL-81706B, Detail Specification: Chemical Conversion Materials For Coating Aluminum And Aluminum Alloys, 2004
- [59] MIL-PRF-32239, Performance Specification: Coating System, Advanced Performance, For Aerospace Applications, 2007
- [60] Paint, Maintenance & Turbine Aircraft Value, Duncan Aviation, Dostupné z:
<http://archive.da.aero/fieldguides/paintmaintenance/index.php> [4.7.2017]
- [61] GAMA Specification No.2 – Specification for Manufacturers Maintenance Data, 1978
- [62] ATA Sepcification 2200 (iSpec 2200) – Information Standards for Aviation Maintenance, 2004
- [63] AUTOR NEUVEDEN. RAF Museum [online] Dostupné z:
<https://www.rafmuseum.org.uk/research/online-exhibitions/women-of-the-air-force.aspx> [7.4.2013]
- [64] AUTOR NEUVEDEN. Pinterest [online]. Dostupné z:
<https://www.pinterest.de/pin/419045940302379323/> [cit. 7.8.2017]
- [65] General Aviation and Part 135 Activity Surveys - CY 2015: Chapter I. Historical General Aviation and Air Taxi Measures, FAA, 2016
- [66] ALAN BROWN. Flugzeuginfo.net [online]. Dostupné z:
http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_l610_dt.php [cit. 8.8.2012].
- [67] MARTIN KALTOUN. Válka.cz [online]. Dostupné z:
http://forum.valka.cz/attachments/1945/L410UVP-E20_2718_2.JPG [cit. 8.8.2012].
- [68] (CFR 14) FAR Part 21 Certification Procedures for Products, Articles, and Parts

- [69] (CFR 14) FAR Part 121 Air Carrier Certification
- [70] BTW INSTYTUT GAMMA Brochure, [online]. Dostupné z:
<http://www.instytutgamma.com/pdf/ndt.pdf> [cit. 9.8.2012].
- [71] KNÍŘ, J. Nedestruktivní metody kontroly vybraných dílů letadla. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2010. 59
- [72] LUFTHANSA. AirlineReporter [online]. [cit. 12.6.2013]. Dostupné z:
<http://www.airlinereporter.com/wp-content/uploads/2012/12/LH-747-8-8.jpg>
- [73] EASA CS-25 Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes
- [74] FOERSTER Defectometer 2.837, Data Sheet, Foerster Instruments Incorporated, USA
- [75] RAJESH, S. N.; UDPA, L.; UDPA, S. S. Estimation of eddy current probability of detection (POD) using finite element method. 1993.
- [76] Nařízení Komise (EU) č. 1321/2014 – Příloha 2 Část 145 (Annex II Part 145)
- [77] DUGGAL, K. Study of various non-destructive testing technique & application of these techniques to inspect aircraft wheel hubs & aero engine fan blades & suggest remedial measures. Gurgaon, Haryana, 2005. Vedoucí práce O.P. Chawla.
- [78] KATUNIN, A; DRAGAN, K; DZIENDZIKOWSKI, M. Damage identification in aircraft composite structures: a case study using various non-destructive testing techniques. Composite structures, 2015, 127: 1-9.

13. Značení a zkratky

13.1 Použité značení

L	-	Velikost trhliny	[mm]
L_{DET}	-	Detekovatelná délka trhliny	[mm]
L_{VIS}	-	Viditelná délka trhliny	[mm]
L_H	-	Skrytá část trhliny	[mm]
L_{BAS}	-	Základní detekovatelná délka trhliny	[mm]
L_{Crit}	-	Kritická délka trhliny	[mm]
t	-	Tloušťka	[mm]
T_p	-	Počáteční práh prohlídek	[h]
T_{Crit}	-	Čas do dosažení kritické délky trhliny	[h]
T_I	-	Základní interval prohlídek	[h]
T_{Det}	-	Čas dosažení detekovatelné trhliny	[h]
k_g	-	Faktor „tloušťky“	[-]
k_e	-	Faktor „hrany“	[-]
RF_1	-	Rozptylový faktor pro počáteční práh prohlídek	[-]
RF_2	-	Rozptylový faktor pro intervaly prohlídek	[-]
A	-	Označení variant	[-]
K	-	Označení kritérií	[-]
v	-	Váha kritérií	[-]
w	-	Normovaná váha kritérií	[-]
f	-	Počet preferencí	[-]
zl	-	Aspirační úrovně kritérií	[-]
b	-	Počet bodů	[-]
d^+	-	Vzdálenost od ideální varianty	[-]
d^-	-	Vzdálenost od bazální varianty	[-]
c	-	Relativní ukazatel od bazální varianty	[-]
$u(A)$	-	Agregovaná funkce užítku	[-]
kc	-	Počet cyklů	[-]

13.2 Seznam zkratek

MSG-3	-	Maintenance Steering Group (rev. 2011.1)
SHM	-	Structure Health Monitoring
MCDA	-	Multiple Criteria Decision Analysis
VHV	-	Vícekriteriální Hodnocení Variant
RCM	-	Reliability Centered Maintenance
FAA	-	Federal Aviation Administration
MRBR	-	Maintenance Review Board Report
MRB	-	Maintenance Review Board
ISC	-	Industry Steering Committee
MWG	-	Maintenance Working Groups
L/HIFR	-	Lighting/ High Intensity Radiated Field
SSI	-	Significant Structural Item
PSE	-	Principal Structural Elements
CPCP	-	Corrosion Prevention and Control Program
ED	-	Environmental Deterioration
AD	-	Accidental damage
FD	-	Fatigue damage
AFRP	-	Aramid Fiber Reinforced Plastic
GFRP	-	Glass Fiber Reinforced Plastic
CFRP	-	Carbon Fiber Reinforced Plastic
SWG	-	Structures Working Group
SI	-	Structural Item
S-SHM	-	Scheduled Structure Health Monitoring
A-SHM	-	Automated Structure Health Monitoring
MSI	-	Maintenance Significant Items
NDT	-	Nedestruktivní Defektoskopie (Non-Destructive Testing)
EASA	-	European Aviation Safety Agency
GVI	-	Obecná vizuální prohlídka
DET	-	Detailní vizuální prohlídka
SDI	-	Speciální detailní prohlídka
CS	-	Certification Specification
FAR	-	Federal Aviation Regulations
CFR	-	Code of Federal Regulation

14. Seznam obrázků

OBR. 3-1 SYSTÉM PROHLÍDEK U KONSTRUKCE DAMAGE TOLERANCE	17
OBR. 3-2 TYPICKÝ PRŮBĚH ŠÍŘENÍ TRHLINY [11]	18
OBR. 4-1 ÚDRŽBA LETOUNU V ROCE 1918 [63]	19
OBR. 4-2 ÚDRŽBA LETOUNU WELLINGTON Z ROKU 1940 [64]	20
OBR. 4-3 B747 V HALE ÚDRŽBY [72]	21
OBR. 4-4 VÝVOJ ÚDRŽBY V JEDNOTLIVÝCH GENERACÍCH ÚDRŽBY [4]	21
OBR. 4-5 VLIV ÚDRŽBY NA LETADLO PRO JEDNOTLIVÉ GENERACE ÚDRŽBY [4]	21
OBR. 4-6 ROZDĚLENÍ METOD ÚDRŽBY [1]	22
OBR. 4-7 SCHÉMA PROHLÍDEK ÚDRŽBY HARD-TIME	23
OBR. 4-8 SCHÉMA ÚDRŽBY DLE BLOKU	24
OBR. 4-9 SCHÉMA PERMANENTNÍ ÚDRŽBY	25
OBR. 5-1 ÚDRŽBA DLE PROGRAMU MSG-1	29
OBR. 5-2 ÚDRŽBA DLE PROGRAMU MSG-2	29
OBR. 5-3 ZPŮSOB POSTUPU ANALÝZY MSG-2	31
OBR. 5-4 ZPŮSOB POSTUPU ANALÝZY MSG-3	32
OBR. 5-5 SROVNÁNÍ UŽITÍ RŮZNÝCH VERZÍ LOGIKY MSG NA LETOUNECH B747 [14]	33
OBR. 5-6 SROVNÁNÍ UŽITÍ RŮZNÝCH VERZÍ LOGIKY MSG NA LETOUNECH B747 [14]	33
OBR. 5-7 FOTOGRAFIE A ZÁKLADNÍ DATA LETOUNU L-610 [66]	35
OBR. 5-8 FOTOGRAFIE A ZÁKLADNÍ DATA LETOUNU L-410 [67]	35
OBR. 5-9 PRACOVNÍ SKUPINY PODÍLEJÍCÍ SE NA SESTAVENÍ PLÁNU ÚDRŽBY	38
OBR. 7-1 ČÁSTI KONSTRUKCE S VYŠŠÍ NÁCHYLNOSTÍ K NÁHODNÉMU POŠKOZENÍ	53
OBR. 7-2 LOGICKÝ DIAGRAM ÚDRŽBY KONSTRUKCE	56
OBR. 7-3 LOGICKÝ DIAGRAM PRO „OTHER STRUCTURES“	58
OBR. 7-4 LOGICKÝ DIAGRAM – POŠKOZENÍ AD/ED (KOVY)	59
OBR. 7-5 LOGICKÝ DIAGRAM – POŠKOZENÍ AD/ ED (NEKOVOVÉ MATERIÁLY)	60
OBR. 7-6 LOGICKÝ DIAGRAM – SAFE-LIFE	61
OBR. 7-7 LOGICKÝ DIAGRAM – DAMAGE TOLERANCE	62
OBR. 7-8 LOGICKÝ DIAGRAM – IMPLEMENTACE A-SHM	64
OBR. 8-1 PŘÍKLAD SPEKTRA ZATÍŽENÍ (PŘETLAKOVÝ TRUP DOPRAVNÍHO LETOUNU)	66
OBR. 8-2 ÚNAVOVÉ CHARAKTERISTIKY PRO RŮZNÁ ZATĚŽOVÁNÍ MATERIÁLU 2024-T3 [51]	67
OBR. 8-3 UKÁZKA POVRCHOVÉ VADY ZJIŠTĚNÉ KAPILÁRNÍ ZKOUŠKOU (70)	70
OBR. 8-4 ROZPTYLOVÁ POLE NAD DEFEKTEM [71]	71
OBR. 8-5 VIDITELNÁ A AKTUÁLNÍ DÉLKA TRHLINY [51]	76
OBR. 9-1 SCHÉMA FULLEROVA TROJÚHELNÍKU	90
OBR. 9-2 POSTUP PRO URČENÍ INTERVALŮ ÚDRŽBY	99
OBR. 9-3 VÍCEKRITERIÁLNÍ HODNOCENÍ VARIANT ÚDRŽBY	100
OBR. 10-1 UMÍSTĚNÍ ANALYZOVANÉHO MÍSTA [25]	102
OBR. 10-2 DETAIL ANALYZOVANÉHO MÍSTA [25]	102
OBR. 10-3 GEOMETRIE SPODNÍHO PANELU KŘÍDLA LETOUNU L-410 [25]	103
OBR. 10-4 MÍSTO VZNIKU TRHLINY PŘÍPAD 1 [25]	104
OBR. 10-5 ŠÍŘENÍ TRHLINY V PÁSNICI	105
OBR. 10-6 ŠÍŘENÍ TRHLINY V POTAHU INTEGRÁLNÍHO PANELU	106
OBR. 10-7 MÍSTO VZNIKU TRHLINY PŘÍPAD 2 [25]	106
OBR. 10-8 ŠÍŘENÍ TRHLINY V ZESÍLENÍ A POTAHU INTEGRÁLNÍHO PANELU	107

OBR. 10-9 ZÁKLADNÍ ZÓNY LETOUNU L-410	108
OBR. 10-10 DETAILNÍ ZÓNOVÁNÍ LETOUNU L-410	109
OBR. 10-11 DETEKOVATELNÁ A KRITICKÁ DÉLKA TRHLINY „INTEGRÁLNÍ PANEL“	114
OBR. 10-12 DETEKOVATELNÁ A KRITICKÁ DÉLKA TRHLINY „PÁSNICE“	115
OBR. 10-13 UMÍSTĚNÍ ANALYZOVANÉ ČÁSTI NA LETOUNU L-410	132
OBR. 10-14 DETEKOVATELNÁ A KRITICKÁ DÉLKA TRHLINY PRO AD „INTEGRÁLNÍ PANEL	134

15. Seznam tabulek

TAB. 1 SROVNÁNÍ TRADIČNÍ ÚDRŽBY A LOGIKY MSG-3 PRO LETOUN DC-9 [13]	32
TAB. 2 STATISTIKA LETADEL GENERAL AVIATION SPLŇUJÍCÍ POŽADAVKY PŘEDPISU FAR 135 DLE FAA [65]	34
TAB. 3 PŘÍKLAD TYPICKÉHO PROGRAMU ÚDRŽBY KOMERČNÍHO LETOUNU	40
TAB. 4 KOROZIVITA PROSTŘEDÍ DLE ISO 9223 A AC 43-A4	50
TAB. 5 KOMBINACE KOVŮ NÁCHYLNÝCH KE GALVANICKÉ KOROZI	51
TAB. 6 TABULKA PRO HODNOCENÍ PŘÍSTUPU PRO VIZUÁLNÍ PROHLÍDKY	79
TAB. 7 TABULKA PRO HODNOCENÍ STAVU KONSTRUKCE PRO VIZUÁLNÍ PROHLÍDKY	79
TAB. 8 TABULKA PRO HODNOCENÍ PRAKTIČNOSTI PRO VIZUÁLNÍ PROHLÍDKY	80
TAB. 9 TABULKA PRO URČENÍ ZÁKLADNÍ VELIKOSTI DETEKOVATELNÉ TRHLINY PRO VIZUÁLNÍ PROHLÍDKY	80
TAB. 10 TABULKA PRO URČENÍ VELIKOSTI DETEKOVATELNÉ TRHLINY	81
TAB. 11 VELIKOST DETEKOVATELNÝCH VAD PRO VYBRANÉ NDT METODY	83
TAB. 12 FAKTORY OVLIVŇUJÍCÍ HODNOTU ROZPTYLOVÝ FAKTOR [24]	84
TAB. 13 KLASIFIKACE PARAMETRŮ INSPEKČNÍCH METOD [27]	87
TAB. 14 KRITERIÁLNÍ MATICE	89
TAB. 15 VYJÁDŘENÍ PREFERENCÍ DLE SAATYHO	91
TAB. 16 ČÍSLOVÁNÍ ANALYZOVANÝCH ČÁSTÍ KONSTRUKCE	110
TAB. 17 DETEKOVATELNÁ DÉLKA TRHLINY "PÁSNICE"	112
TAB. 18 DETEKOVATELNÁ DÉLKA TRHLINY "INTEGROVANÝ PANEL"	113
TAB. 19 ÚROVNĚ A INTERVALY ÚDRŽBY LETOUNU L-410 UVP-E20 [54] A L-410NG (ODHAD AUTORA)	115
TAB. 20 INTERVALY ÚDRŽBY PRO POUŽITÉ NDT METODY	116
TAB. 21 ČAS POTŘEBNÝ PRO PROVEDENÍ PROHLÍDKY SPODNÍ PÁSNICE (PŘÍPAD 1)	118
TAB. 22 CENY ZAŘÍZENÍ A SPOTŘEBNÍHO MATERIÁLU	119
TAB. 23 NÁKLADY NA INSPEKCI SPODNÍ PÁSNICE (PŘÍPAD 1)	120
TAB. 24 HODNOCENÍ KOMPLEXITY INSPEKČNÍCH METOD	120
TAB. 25 HODNOCENÍ INSPEKČNÍCH METOD Z HLEDISKA VELIKOSTI KONTROLOVANÝCH SOUČÁSTÍ	121
TAB. 26 DEFINICE ZÁKLADNÍHO HODNOCENÍ VARIANT PRO INSPEKCI PÁSNICE	121
TAB. 27 DEFINICE ZÁKLADNÍHO HODNOCENÍ VARIANT PRO INSPEKCI PÁSNICE V MINIMALIZAČNÍ PODOBĚ	122
TAB. 28 DEFINICE ZÁKLADNÍHO HODNOCENÍ VARIANT PRO INSPEKCI PÁSNICE V MAXIMALIZAČNÍ PODOBĚ	122
TAB. 29 HODNOCENÍ VARIANT POMOCÍ BODOVÉHO HODNOCENÍ BEZ ZNALOSTI PREFERENCE KRITÉRIÍ	123
TAB. 30 POČÁTEČNÍ ASPIRAČNÍ ÚROVNĚ	124
TAB. 31 HODNOCENÍ VARIANT POMOCÍ ASPIRAČNÍCH ÚROVNÍ (POČÁTEČNÍ ASPIRAČNÍ ÚROVNĚ)	124
TAB. 32 UPRAVENÉ ASPIRAČNÍ ÚROVNĚ	124
TAB. 33 HODNOCENÍ VARIANT POMOCÍ ASPIRAČNÍCH ÚROVNÍ (UPRAVENÉ ASPIRAČNÍ ÚROVNĚ)	125
TAB. 34 VÁHY KRITÉRIÍ (METODA POŘADÍ)	126
TAB. 35 BODOVÉ HODNOCENÍ VARIANT (ORDINÁLNÍ INFORMACE)	126
TAB. 36 NORMALIZOVANÁ KRITERIÁLNÍ MATICE R	127
TAB. 37 NORMALIZOVANÁ KRITERIÁLNÍ MATICE Z	128
TAB. 38 HODNOCENÍ VARIANT – METODA TOPSIS	129
TAB. 39 VÝPOČET HODNOCENÍ VARIANT POMOCÍ SKRIPTU MCAKOSA2000A (TOPSIS)	129
TAB. 40 DEFINICE ZÁKLADNÍHO HODNOCENÍ VARIANT PRO INSPEKCI PÁSNICE	130
TAB. 41 HODNOCENÍ VARIANT – METODA BAZICKÉ VARIANTY	130
TAB. 42 POROVNÁNÍ VÝBĚRU KOMPROMISNÍ VARIANTY POMOCÍ RŮZNÝCH METOD VHV	131
TAB. 43 NÁVRH INSPEKCE DLE FD ANALÝZY	131
TAB. 44 DETEKOVATELNÁ DÉLKA TRHLINY AD "INTEGRÁLNÍ PANEL"	135

TAB. 45 ODOLNOST PROTI KOROZI CHEMICKÝCH FILMŮ [58]	137
TAB. 46 NÁVRH INSPEKCE PRO AD/ED	138
TAB. 47 KONSOLIDOVANÉ ÚKOLY ÚDRŽBY (LEVÉ KŘÍDLO)	139
TAB. 48 KONSOLIDOVANÉ ÚKOLY ÚDRŽBY (LEVÉ KŘÍDLO – INTEGRÁLNÍ PANEL)	140
TAB. 49 KONSOLIDOVANÉ ÚKOLY ÚDRŽBY (LEVÉ KŘÍDLO – PÁSNICE)	141
TAB. 53 PERIODICITA ÚDRŽBY	142
TAB. 54 POROVNÁNÍ ZÁKLADNÍCH KRITÉRIÍ VYBRANÝCH INSPEKČNÍCH METOD	143
TAB. 55 POROVNÁNÍ ZÁKLADNÍCH KRITÉRIÍ VIZUÁLNÍCH METOD A VÍŘIVÝCH METOD PO 30000 H	144
TAB. 56 POROVNÁNÍ ZÁKLADNÍCH KRITÉRIÍ VIZUÁLNÍCH METOD A VÍŘIVÝCH METOD PO 50000 H	144

16. Publikace autora

- [PA1] KOŠTIAL, R. Use Common Cause Analysis in the Czech General Aviation. *RESEARCH BULLETIN*, 2012, roč. 2012, č. 22, s. 1-9. ISSN: 1425- 2104.
- [PA2] KOŠTIAL, R. *Summary Of Anti-Icing/ De-Icing Systems Patents*. Výzkumná zpráva, Projekt FSI-S-14-2211, Brno, 2014.
- [PA3] KOŠTIAL, R. Přehled a Popis Zkoušek Vzorků Anti- Icing Systému v Klimatické Komoře, *Výzkumná zpráva*, Projekt FSI-S-14-2211, Brno, 2016.
- [PA4] KOŠTIAL, R. Vyhodnocení Zkoušek Anti- Námrazového Systému, *Výzkumná zpráva*, Projekt FSI-S-14-2211, Brno, 2016.
- [PA5] KOŠTIAL, R., JANHUBA, L., HLINKA, J. Intelligent Scheduled Maintenance Methodology for General Aviation Structures Based on MSG-3 And Multiple- Criteria Decision Making Analysis, *Engineering Mechanics 2017 Proceedings*, s. 498-501. ISBN: 978-80-214-5497-2

17. Tvůrčí aktivity

- [TA1] KOŠTIAL, R.; BENCALÍK, K.; HLINKA, J.; JANHUBA, L.; TŘETINA, K. Rám pro zkoušení elektrických aktuátorů; funkční vzorek; 2013
- [TA2] BENCALÍK, K.; KOŠTIAL, R.; TŘETINA, K.; Stend pro testování elektrických aktuátorů; funkční vzorek; 2012
- [TA3] TŘETINA, K.; BENCALÍK, K.; TREFILOVÁ, H.; KOŠTIAL, R. Siloměr pro měření síly v laně; funkční vzorek; 2011

18. Autorův životopis

Jméno

Rostislav Košťál

Osobní údaje

Datum narození: 27. 6. 1984
Místo narození: Znojmo
Státní příslušnost: Česká republika
Národnost: česká
Rodinný stav: svobodný
Email: kostial@fme.vutbr.cz

Dosažené vzdělání

2010 – dosud Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství, VUT v Brně
Technická 2, 616 69 Brno
Specializace: Konstrukční a procesní inženýrství – postgraduální studium

2008 – 2010 Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství, VUT v Brně
Technická 2, 616 69 Brno
Specializace: Stavba letadel – magisterské studium

2004 – 2008 Fakulta strojního inženýrství, VUT v Brně
Technická 2, 616 69 Brno
Specializace: Strojní inženýrství – bakalářské studium

2000 – 2004 Střední průmyslová škola Edvarda Beneše, nábř. Komenského 1
690 25 Břeclav
Specializace: Konstruování s podporou počítače

Jazykové znalosti

Angličtina

Zaměstnání

2012-dosud Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství, VUT v Brně
Technicko-hospodářský pracovník – Sekce CFD a FEM

2009-2011 Soukromá střední průmyslová škola Břeclav, spol. s r. o. CULTUS
Učitel- Odborné předměty (Informační technologie, CAD, Stroje a zařízení)

Stáže a praxe

2011 Aircraft Industries a.s.
Analytik – Analýzy statické pevnosti na projektu M.O.S.T.A.

Vědecko– výzkumná činnost

2012-2013	Řešitel grantového projektu FSI-S-12-4 s názvem „Rozvoj metod zkoušení a diagnostiky moderních palubních soustav letadel“
2014-2016	Řešitel grantového projektu FSI-S-14-2211 s názvem „Pokročilá konstrukce kompozitní náběžné hrany letounu“

Projektová činnost

Letouny	EV-55, L-410NG (projekt M.O.S.T.A.), VUT 061 Turbo, VUT 051 RAY, Aerospool WT-9 Dynamic
TAČR CoC	Výzkumné centrum pokročilých leteckých konstrukcí

Konference a semináře

2012	Konference READ 2012, Brno, příspěvek
2017	Konference Engineering Mechanics 2017, Svatka, příspěvek

Přílohy

1. Seznam příloh

	Počet stran
Příloha A – Základní pojmy v údržbě	3
Příloha B – Mapy koroze prostředí dle FAA AC-43-4a	6
Příloha C – Přepočet bodového hodnocení v případě změny pořadí kritérií	1
Příloha D – Vytvoření údržbového plánu Případ 2 (<i>Spodní integrální panel</i>)	19
Příloha E – Konsolidované úkoly údržby pro pravé křídlo	2

Příloha A – Základní pojmy v údržbě

V této kapitole jsou uvedeny důležité termíny a odborné pojmy vztahující se k problematice údržby. Termíny jsou popsány dle České Technické Normy ČSN EN 13306 [9].

Údržba

Kombinace všech technických, administrativních a manažerských opatření během životního cyklu objektu zaměřených na jeho udržení ve stavu nebo navrácení do stavu, v němž může vykonávat požadovanou funkci.

Plán údržby

Strukturovaný a dokumentovaný soubor úkolů. Do něhož se zahrnují činnosti, postupy, zdroje a časové plánování nutné k provádění údržby.

Spolehlivost

Schopnost fungovat tak, jak je požadováno, a tehdy, když je požadováno.

Udržovatelnost

Schopnost objektu v daných podmínkách používání setrvat ve stavu nebo být vrácen do stavu, v němž může vykonávat požadovanou funkci, jestliže se údržba provádí v daných podmínkách a používají se stanovené postupy.

Bezporuchovost

Schopnost objektu vykonávat požadovanou funkci v daných podmínkách a v daném časovém intervalu.

Objekt

Část, součást, přístroj, subsystém, funkční jednotka, zařízení nebo systém, které je možné individuálně popsat a kterými je možné se individuálně zabývat.

Opravitelný objekt

Objekt, který může být za daných podmínek po poruše obnoven do stavu, v němž je schopen vykonávat požadovanou funkci.

Použitelný stav

Stav objektu charakterizovaný skutečností, že objekt může vykonávat požadovanou funkci za předpokladu, že vnější zdroje, jsou-li požadovány, jsou poskytovány.

Poruchový stav

Stav objektu charakterizovaný neschopností vykonávat požadovanou funkci, kromě neschopnosti během preventivní údržby nebo jiných plánovaných činností nebo v důsledku nedostatku vnějších zdrojů.

Provozu neschopný stav

Stav objektu charakterizovaný jeho neschopností.

Vada/ Závada

Nedostatek konstrukce, předmětu (např. určitého prvku) způsobený chybným návrhem, nevhodným, či nedokonalým provedením, který může ovlivnit funkční způsobilost konstrukce, předmětu.

Porucha

Ukončení schopnosti objektu vykonávat požadovanou funkci.

Skrytá porucha

Porucha, která není během běžného provozu detekována.

Preventivní údržba

Údržba prováděná v předem stanovených intervalech nebo podle předepsaných kritérií a zaměřená na snížení pravděpodobnosti poruchy nebo degradace fungování objektu.

Údržba po poruše

Údržba prováděná po zjištění poruchového stavu a zaměřená na uvedení objektu do původního stavu, ve kterém může vykonávat požadovanou funkci.

Inspekce

Zkoumání shody měřením, pozorováním nebo zkoušením významných charakteristik objektu.

Obnova

Událost, při které je po poruše znovu obnovena schopnost fungovat, tak jak je požadováno.

Doba do obnovy

Časový interval, po který je objekt v nepoužitelném stavu v důsledku poruchy.

Doba údržby

Časový interval, po který se na objektu provádí údržba, včetně technických a logistických zpoždění.

Doba preventivní údržby

Část doby údržby, kdy se na objektu provádí preventivní údržba, včetně logistických zpoždění.

Doba provozu

Časový interval, po který je objekt v provozním stavu.

Doba údržby po poruše

Část doby údržby, kdy se na objektu provádí údržba po poruše, včetně logického zpoždění.

Doba provozu do poruchy

Kumulovaná doba provozu objektu od okamžiku jeho prvního uvedení do používání až do poruchy nebo od okamžiku obnovy do příští poruchy.

Doba mezi poruchami

Doba trvání mezi dvěma po sobě následujícími poruchami objektu.

Logistické zpoždění

Kumulovaná doba, kdy nelze provádět údržbu z důvodu nutnosti obstarání údržbářských zdrojů, bez jakéhokoliv administrativního zpoždění.

Technické zpoždění

Kumulovaná doba nutná k provedení pomocných technických zásahů spojených se zásahem údržby, které však nejsou jeho součástí.

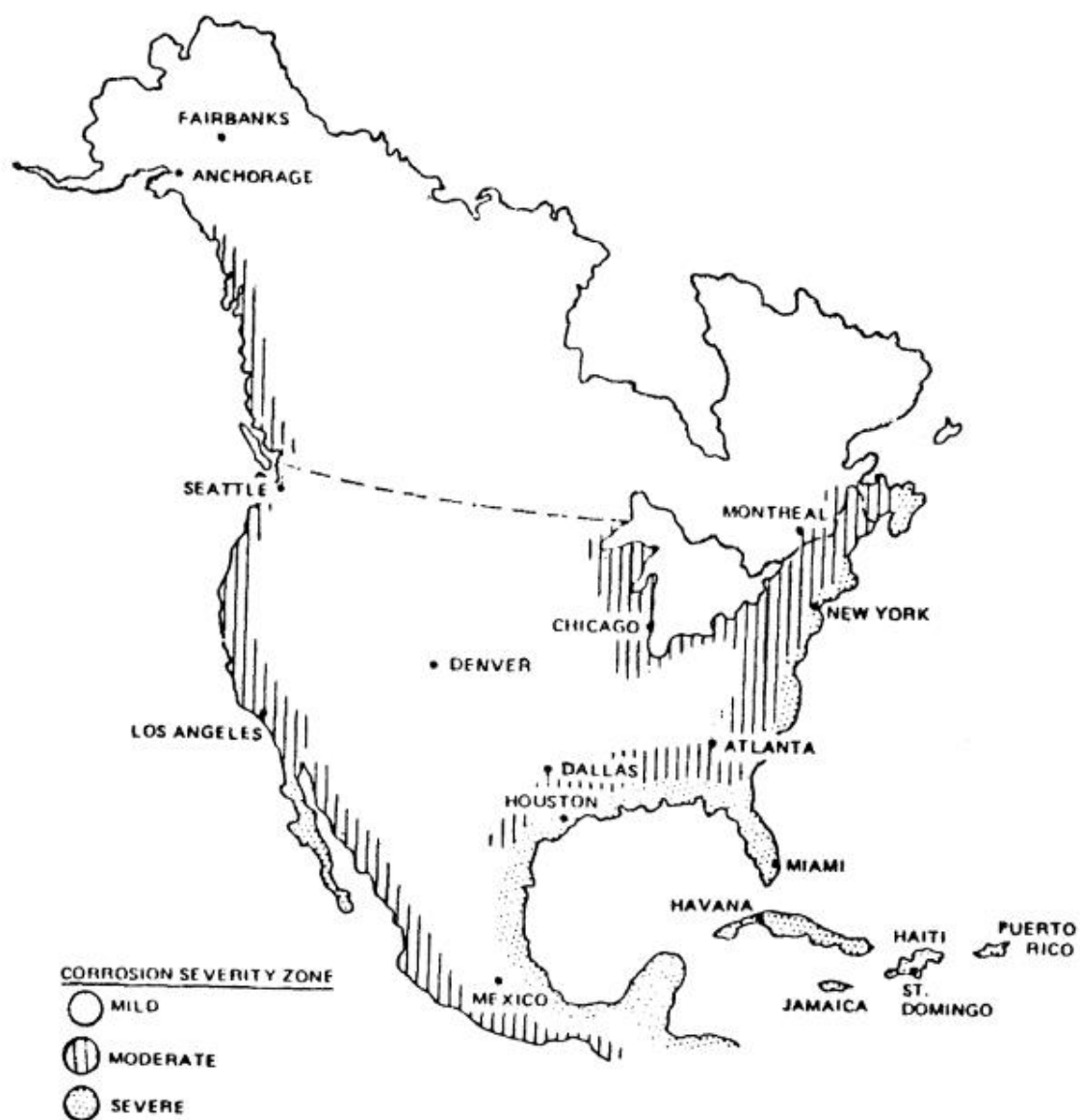
Střední intenzita poruch

Počet poruch objektu v daném časovém intervalu dělený délkou tohoto časového intervalu.

Renovace

Zásah následující po rozebrání objektu a opravě nebo výměně jeho dílčích dílů, které se blíží ke konci své užitečné doby života a/nebo mají být pravidelně vyměňovány.

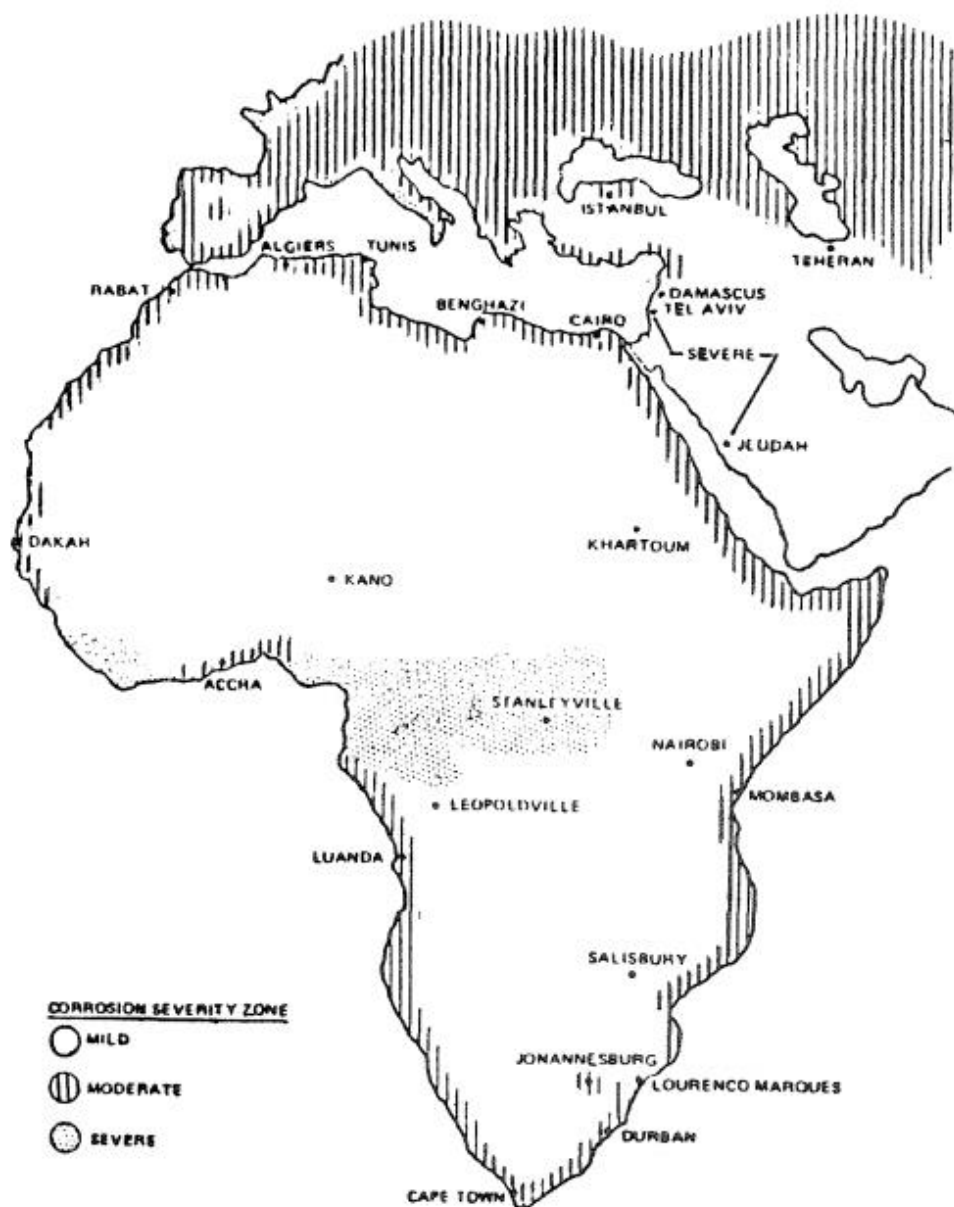
Příloha B – Mapy koroze prostředí dle FAA AC-43-4a



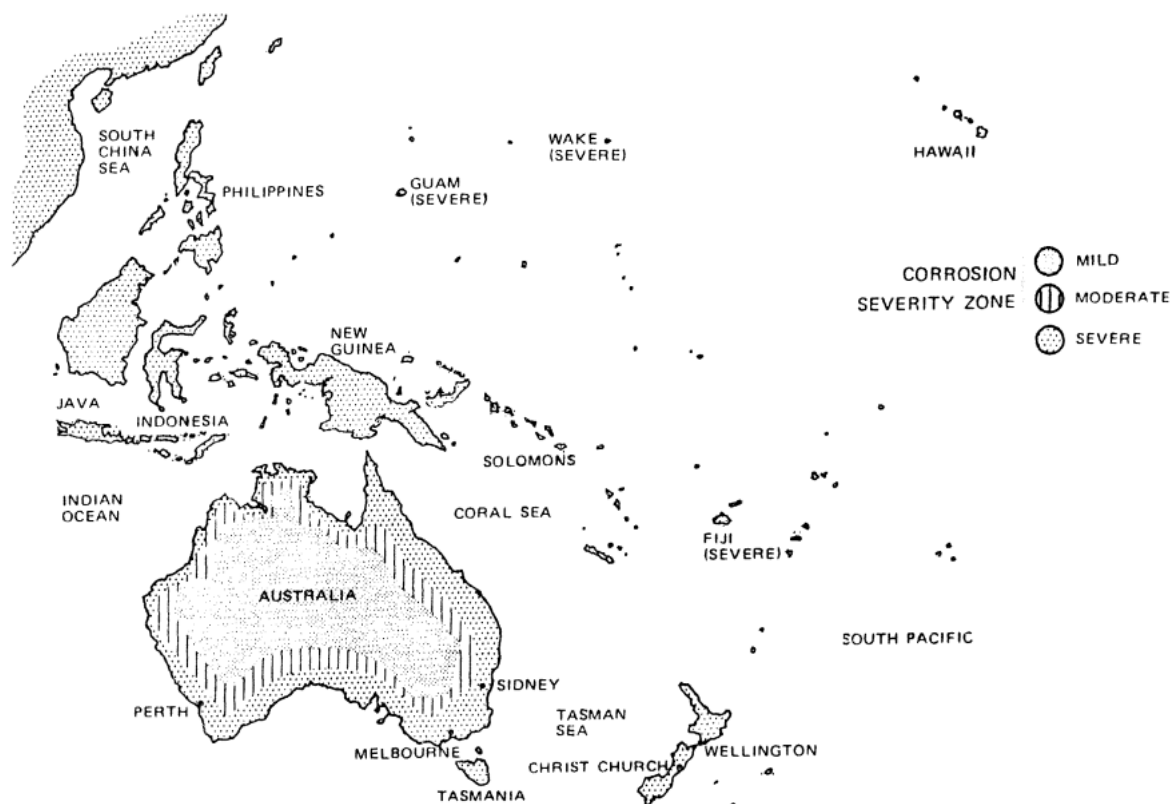
Obr. B-1 Mapa koroze prostředí „Severní Amerika“ [48]



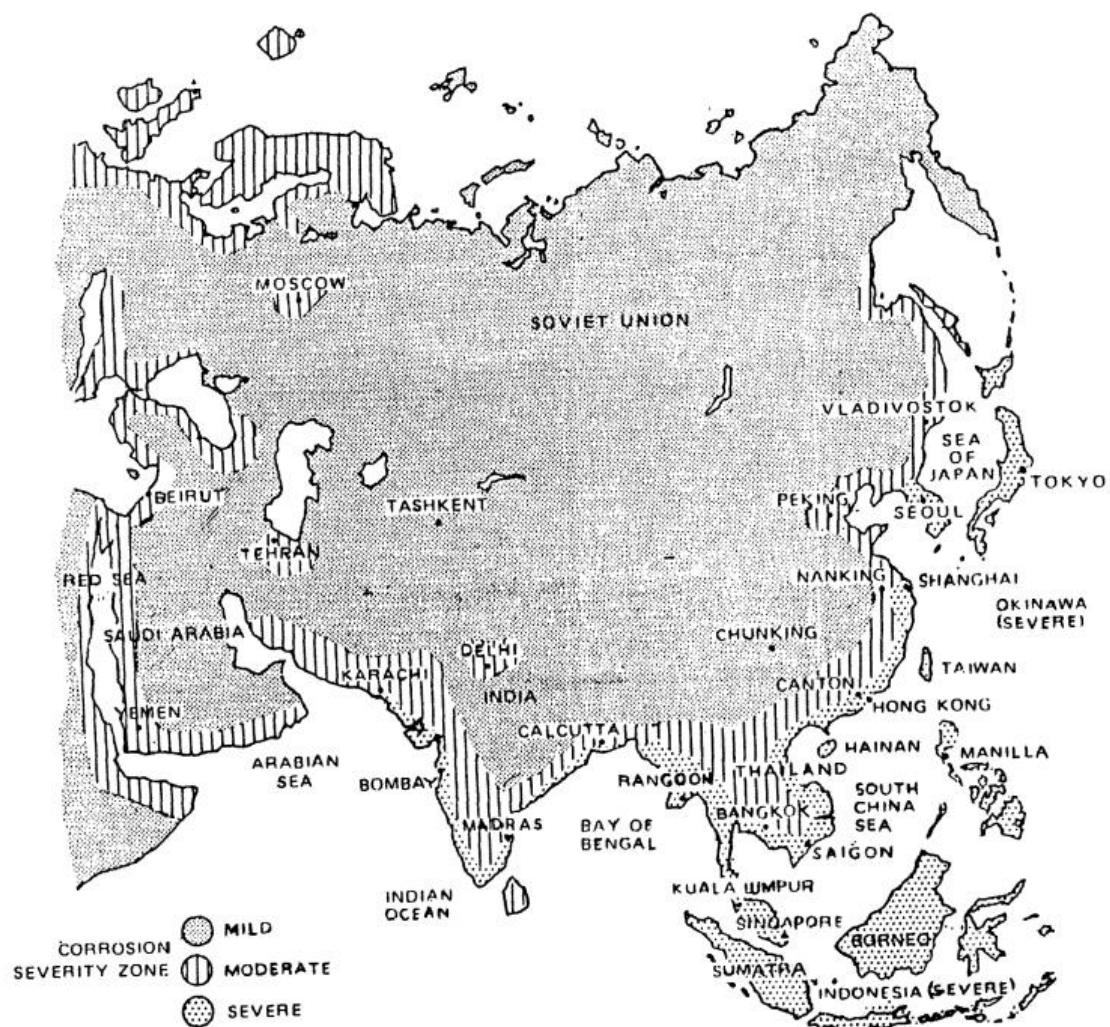
Obr. B-2 Mapa korozivity prostředí „Jižní Amerika“[48]



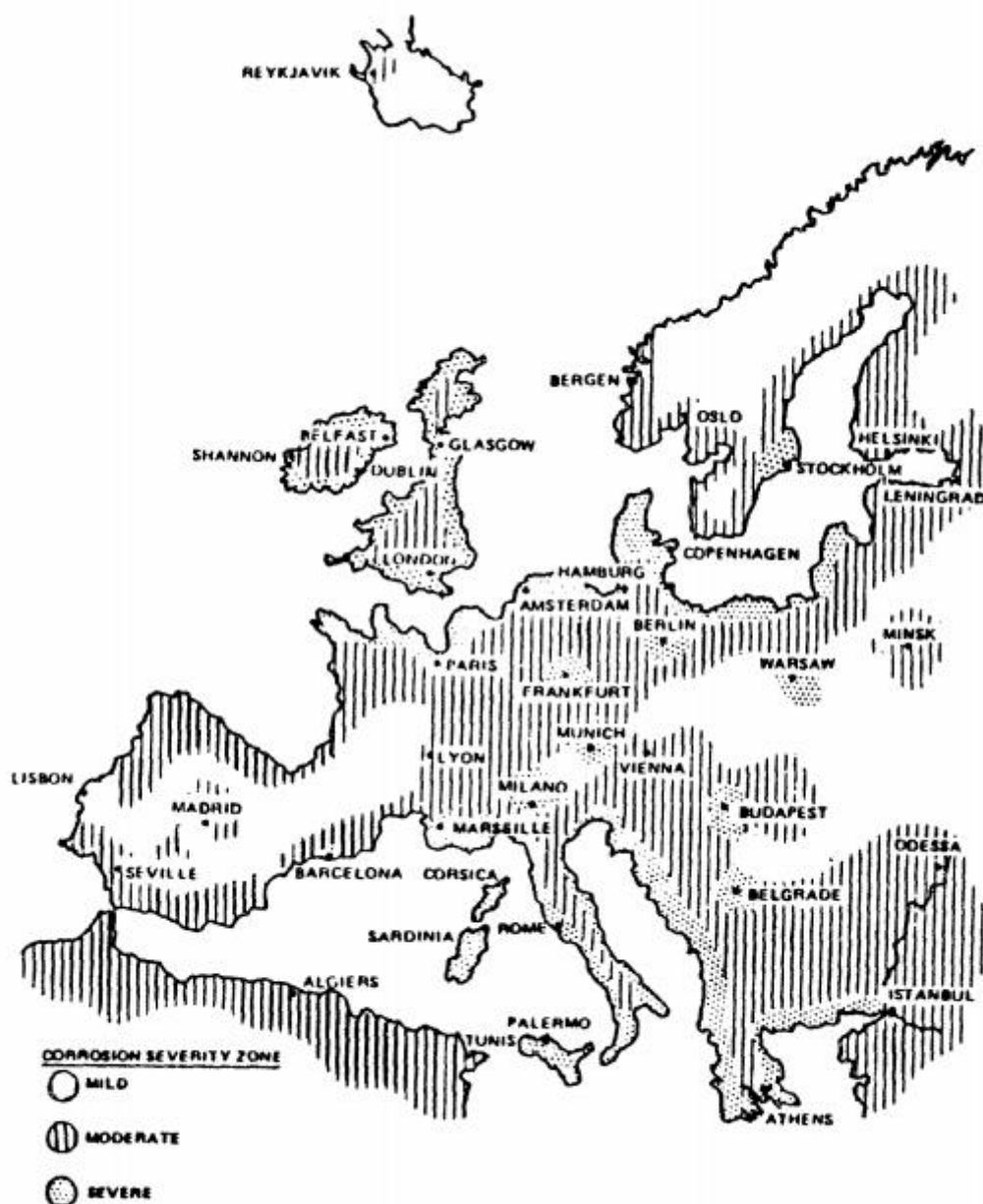
Obr. B-3 Mapa korozivity prostředí „Afrika“[48]



Obr. B-4 Mapa korozivity prostředí „Austrálie a Oceánie“[48]



Obr. B-5 Mapa koroze prostředí „Asie“ [48]



Obr. B-6 Mapa korozivity prostředí „Evropa“ [48]

Příloha C – Přepočet bodového hodnocení v případě změny pořadí kritérií

Ukázka výpočtu se změnou pořadí preferencí **Doba prohlídky**> **Náklady**> **Interval mezi prohlídkami**> **Vliv velikosti**> **Komplexnost**. Váhy jsou uvedeny v Tab. 1 a výsledné hodnocení a srovnání variant je uvedeno v Tab. 2.

Váhy kritérií (Metoda pořadí) - spodní pásnice (PŘÍPAD 1)					
	Kritéria				
	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti
Váhy	0,267	0,2	0,333	0,067	0,133

Tab. 1 Váhy kritérií (metoda pořadí)

Bodové hodnocení jednotlivých kritérií spodní pásnice (PŘÍPAD 1)												
Varianty	Kritéria										Hodnocení	
	Náklady		Interval mezi prohlídkami		Doba prohlídky		Komplexnost inspekce		Vliv velikosti		Body	Pořadí
GVI	100	26,7	0	0	100	33,3	100	6,7	0	0	66,7	3.
DET	81	21,6	17	3,4	92	30,7	67	4,5	100	13,3	73,5	1.
Vířivé proudy	22	8,9	100	20	85	28,2	0	0	100	13,3	70,4	2.
Kapilární metody	0	0	32	6,4	0	0	33	2,2	0	0	8,6	4.
Váhy	0,267		0,2		0,333		0,067		0,133		1	

Tab. 2 Bodové hodnocení variant s upraveným pořadím kritérií (Ordinální informace)

Tab. 3 uvádí výsledky pro původní pořadí kritérií **Náklady**> **Interval mezi prohlídkami**> **Vliv velikosti**> **Doba prohlídky**> **Komplexnost inspekce**

Bodové hodnocení variant (Ordinální informace) - spodní pásnice (PŘÍPAD 1)												
Varianty	Kritéria										Hodnocení	
	Náklady		Interval mezi prohlídkami		Doba prohlídky		Komplexnost inspekce		Vliv velikosti		Body	Pořadí
GVI	100	33,3	0	0	100	13,3	100	6,7	0	0	53,3	3.
DET	81	26,9	17	4,5	92	12,3	67	4,5	100	20	68,2	2.
Vířivé proudy	22	11,1	100	26,7	85	11,3	0	0	100	20	69,1	1.
Kapilární metody	0	0	32	8,5	0	0	33	2,2	0	0	10,7	4.
Váhy	0,333		0,267		0,133		0,067		0,2		1	

Tab. 3 Bodové hodnocení variant s původním pořadím kritérií (Ordinální informace)

Příloha D – Vytvoření údržbového plánu Případ 2 (*Spodní integrální panel*)

Pro vytvoření údržbového plánu je použita metodika z kapitoly 7 společně s rozšířením o stanovení intervalu a metody inspekce z kapitol 8 a 9. Je provedena analýza dle diagramu z Obr. 7-2. V první řadě se určí, zda je konstrukce DAMAGE TOLERANCE (D5).

Pozn. Údržba spodního integrálního panelu byla již řešena v rámci podkapitoly 10.4, kde byl řešen společně s pásnicí křídla. Pro integrální panel byly navrženy GVI prohlídky před každým letem a GVI při údržbě úrovně A. Analýza v této části práce může sloužit jako kontrola či rozšíření navržených řešení.

D.1 Analýza pro DAMAGE TOLERANCE

Spodní integrální panel, je součástí křídla letounu L-410NG, u kterého je konstrukce křídla navrhována jako DAMAGE TOLERANCE. Pro analýzu je použit diagram pro DAMAGE TOLERANCE Obr. 7-7 a doplňující diagram pro postup určení intervalu údržby Obr. 9-2.

Integrální panel

Za normálních okolností je spodní integrální panel vždy přístupný pozemnímu personálu. Mimo to, zóna umístění integrálního panelu, podléhá předletovým kontrolám. V takovém případě je nutné ověřit, zda předletové prohlídky dokáží odhalit únavové poruchy dřívě, než dosáhnou kritické velikosti. V případě, že běžná předletová kontrola dokáže odhalit únavové trhliny dřívě, než dosáhnou kritické velikosti není nutné zavádět speciální prohlídky údržby. Jsou uvažovány jen prohlídky z vnější strany panelu. Požadované úkoly a intervaly jsou provedeny podle diagramů pro postup určení intervalu údržby Obr. 9-2 a vícekritériálního hodnocení variant údržby Obr. 9-3.

D.2 Detekovatelná velikost trhliny pro vizuální prohlídku (GVI, DET) – Integrální panel

Detekovatelná délka trhliny dle Benta		GVI	DET
Hodnocení přístupu		Hodnocení stavu	

Faktor viditelnosti	Faktor zaplnění prostoru		Hodnocení
	Nedostatečný	Nutnost redefinovat způsob údržby nebo upravit konstrukci.	0
	Slabý	Zaplněn	1
		Mírně zaplněn	2
		Volný prostor	3
	Průměrný	Zaplněn	2
		Mírně zaplněn	3
		Volný prostor	4
	Dobrý	Zaplněn	3
		Mírně zaplněn	4
		Volný prostor	5

Faktor osvětlení	Faktor znečištění		Hodnocení
	Zastíněné plochy	Znečištěn	1
		Čistý	2
	Plochy osvětlené obvyklým zdrojem světla	Znečištěn	2
		Čistý	3
	Vyžadován zdroj koncentrovaného světla	Znečištěn	3
		Čistý	4

Hodnocení praktičnosti

Faktor velikosti				
Hodnocení přístupu	Velká plocha	Středně velká plocha/ Velká součást	Středně velká součást	Malá součást
	1	1	1	1
	2	1	2	2
	3	2	2	3
	4	2	3	4
	5	3	3	4

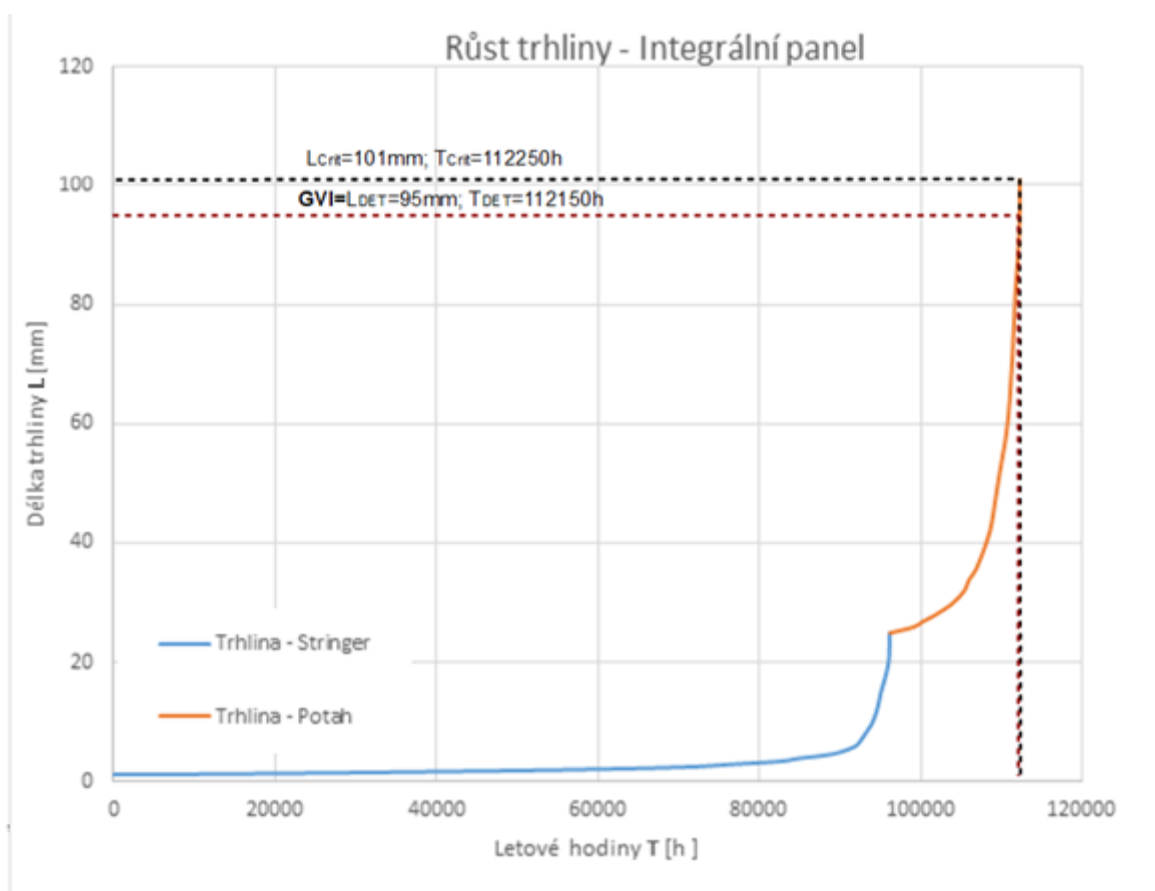
Základní velikost detekovatelné trhliny L_{BAS} [mm]
--

		Hodnocení stavu			
		1	2	3	4
Hodnocení praktičnosti	1	295	205	145	100
	2	205	100	70	50
	3	145	70	35	22
	4	100	50	15	10
	5	70	22	10	8

Velikost detekovatelné trhliny												
Faktor tloušťky		x	Faktor hran		x	L _{BAS} [mm]	=	Viditelná délka L _{VIS} [mm]	+	Skrytá délka L _H [mm]	=	Velikost detekovatelné trhliny L _{DET} [mm]
t<5 mm	1		Hrana	0,5								
5<t<10mm	1.25			Mimo hranu								
t>10mm	1.5											
1		x	1		x	70	=	70	+	25	=	95

Tab. 1 Detekovatelná délka trhliny "Integrovaný panel"

Z výsledku analýzy Tab. 1 je patrné, že detekovatelná velikost trhliny je $L_{DET}=95 \text{ mm}$. Porovnáním hodnot na diagramu růstu únavové trhliny Obr. D-1 je určena doba mezi detekovatelnou a kritickou délkou trhliny na **100 hod**. Dle dostupných informací výrobce [15] je maximální výdrž letounu 10 hodin. To znamená, že mezi detekovatelnou a kritickou délkou trhliny by mělo být provedenou **10** prohlídek. V takovém případě obvykle nejsou požadovány plánované úkoly související s únavou materiálu. Prohlídka je součástí předletové kontroly letounu. **Avšak pokud přihlédneme ke strmosti růstu únavové křivky, a skutečnosti že mezi detekovatelnou a kritickou délkou trhliny pouhých 6 mm, je vhodné zařadit detailnější prohlídku konstrukce do plánů údržby.**



Obr. D-1 Detekovatelná a kritická délka trhliny „Integrální panel“

Detekovatelná délka trhliny dle Benta		GVI	DET
Hodnocení přístupu		Hodnocení stavu	

Faktor viditelnosti	Faktor zaplnění prostoru		Hodnocení
	Nedostatečný	Nutnost redefinovat způsob údržby nebo upravit konstrukci.	0
	Slabý	Zaplněn	1
		Mírně zaplněn	2
		Volný prostor	3
	Průměrný	Zaplněn	2
		Mírně zaplněn	3
		Volný prostor	4
	Dobrý	Zaplněn	3
		Mírně zaplněn	4
		Volný prostor	5

Faktor osvětlení	Faktor znečištění		Hodnocení
	Zastíněné plochy	Znečištěn	1
		Čistý	2
	Plochy osvětlené obvyklým zdrojem světla	Znečištěn	2
		Čistý	3
	Vyžadován zdroj koncentrovaného světla	Znečištěn	3
		Čistý	4

Hodnocení praktičnosti

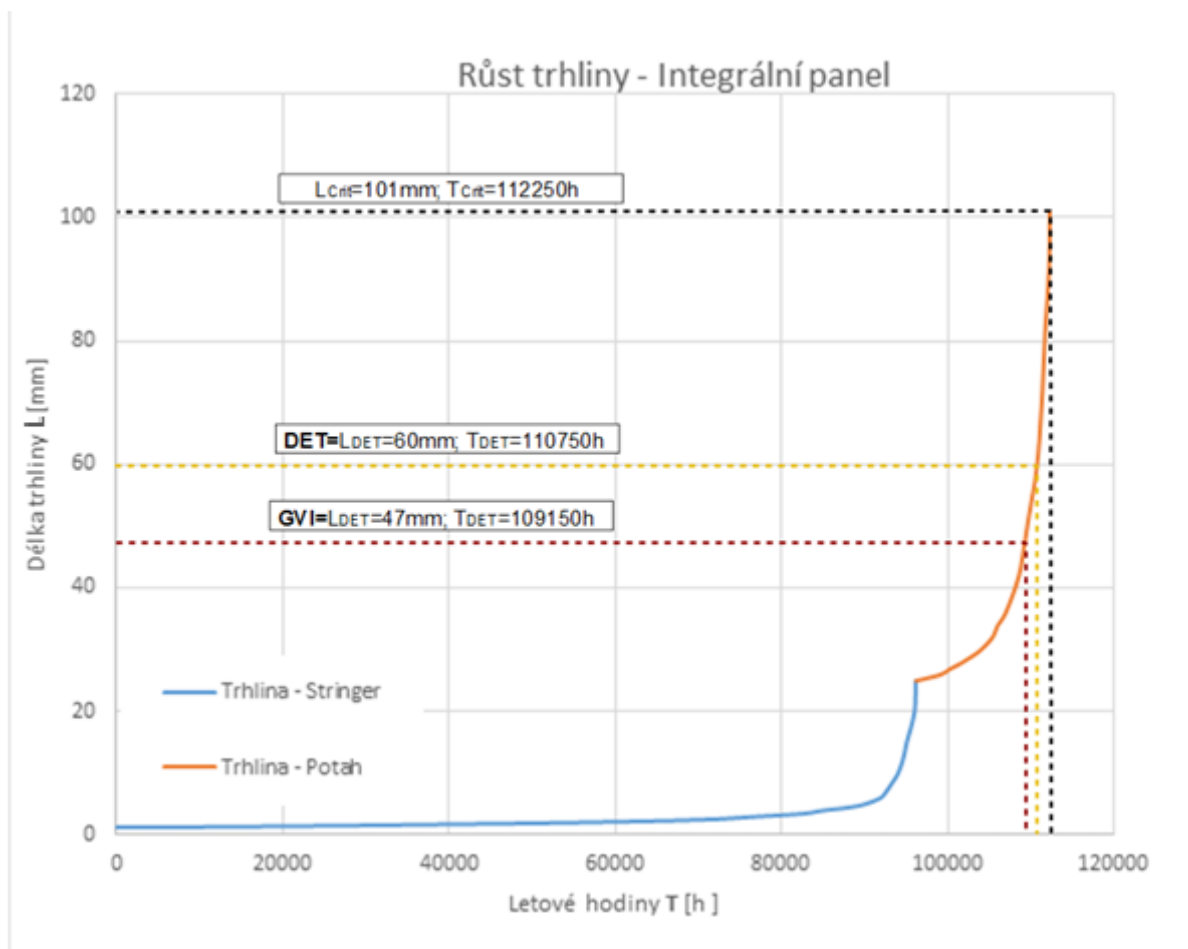
Faktor velikosti				
Hodnocení přístupu	Velká plocha	Středně velká plocha/ Velká součást	Středně velká součást	Malá součást
	1	1	1	1
	2	1	2	2
	3	2	2	3
	4	2	3	4
	5	3	3	4

Základní velikost detekovatelné trhliny L_{BAS} [mm]
--

		Hodnocení stavu			
		1	2	3	4
Hodnocení praktičnosti	1	295	205	145	100
	2	205	100	70	50
	3	145	70	35	22
	4	100	50	15	10
	5	70	22	10	8

Velikost detekovatelné trhliny																				
Faktor tloušťky		x	Faktor hran		x	L_{BAS} [mm]	=	Viditelná délka L_{VIS} [mm]	+	Skrytá délka L_H [mm]	=	Velikost detekovatelné trhliny L_{DET} [mm]								
t<5 mm	1		Hrana	0,5																
5<t<10mm	1.25			Mimo hranu																
t>10mm	1.5																			
1		x	1		x	22	=	0	+	25	=	47								
1			1			35	=	0	+	25	=	60								

Tab. 2 Detekovatelná délka trhliny „Integrovaný panel“



Obr. D-2 Detekovatelná a kritická délka trhliny „Integrální panel“

D.3 Interval údržby pro vizuální prohlídku (GVI, DET)

Pro výpočet intervalu prohlídek budou použity rozptylové faktory z podkapitoly 8.4 (Nízká úroveň vlhkosti, jednoduchý přenos zatížení). Dosazením do rovnice (8.9) z podkapitoly 8.4 je vypočítán počáteční práh prohlídek konstrukce. Plánovaná životnost letounu je 30000 hodin, tím pádem musí být počáteční práh prohlídek nejpozději po 15000 h.

$$T_{P1F} = \frac{T_{critF}}{RF_1} = \frac{112250}{3} = 37416,67h > 15000h$$

$$T_{P1F} = 15000h$$

Interval prohlídek se vypočítá pomocí rovnice (8.10). Čas pro dosažení detekovatelné délky trhliny je odečten na Obr. D-2.

GVI

$$T_{I1FGVI} = \frac{T_{Crit1FGVI} - T_{Det1FGVI}}{RF_2} = \frac{112250 - 11750}{3} = 500h$$

DET

$$T_{I1FDET} = \frac{T_{Crit1FDET} - T_{Det1FDET}}{RF_2} = \frac{112250 - 109150}{3} = 1033,33h$$

D.4 Klíčové charakteristiky

Doba prohlídky

Do doby prohlídky je zahrnut čas samotné prohlídky, čas potřebný na montáž a demontáž komponent. Časy jsou uvedeny včetně logistických prostoje a doby potřebnou na přípravu (např. osvětlení prostoru). Doba prohlídky pro jednotlivé metody inspekce je rozepsána v Tab. 3. Doby jsou uvedeny pro referenční plochu integrálního panelu 3800 cm² na základě časů naměřených při kontrolních inspekčních zkouškách na zkušebně Leteckého Ústavu VUT v Brně. Časy jsou uvedeny v minutách a hodinách zaokrouhleny na 5 min.

Čas potřebný pro provedení prohlídky		
Metoda	Činnost	Čas [m(h)]
Obecná vizuální (GVI)	Prohlídka	10 (0,167)
	Celkem	10 (0,167)
Detailní vizuální (DET)	Čištění	10 (0,167)
	Prohlídka	10 (0,167)
	Celkem	20 (0,333)
Vířivé proudy (standardní sonda)	Čištění	10 (0,167)
	Kalibrace	5 (0,083)
	Prohlídka*	25 (0,417)
	Celkem	40 (0,667)
Kapilární metoda	Čištění	10 (0,167)
	Aplikace indikační látky a její působení	20 (0,33)
	Odstranění přebytku	10 (0,167)
	Nanesení vývojky a její působení	20 (0,33)
	Kontrola	10 (0,167)
	Čištění	25 (0,417)
	Celkem	95 (1,583)

* Za použití šablon.

** Odhad na základě zkušeností s demontáží podobných částí.

Tab. 3 Čas potřebný pro provedení prohlídky spodní pásnice (Případ 1)

Cena prohlídky

Do ceny prohlídky je zahrnuta cena práce, použité zařízení, spotřební materiál a náklady na zařízení. Pro zjednodušení nejsou v ceně zahrnuty energie, nájem apod.

Pro případ této práce bude uvažována maximálně 180 hodinová měsíční pracovní doba. Pro leteckého mechanika bez možností provádět **NDT** zkoušky je uvažována základní průměrná měsíční mzda 25 000Kč (náklady na zaměstnance dle daňové kalkulačky pro rok 2016 jsou **33 500Kč->186,11Kč/h**) a pro mechanika s možností provádět **NDT** zkoušky 35 000Kč (náklady na zaměstnance dle daňové kalkulačky pro rok 2016 jsou **46 900Kč->260,56Kč/h**). Data byla určena na základě nabídky práce pro letecké mechaniky v období 11/2016-12/2016. Ceny zařízení a spotřebního materiálu je uvedena v Tab. 4.

Cena zařízení a spotřebního materiálu		
Metoda	Celková cena [Kč]	Cena na prohlídku [Kč]
Vířivé proudy Foerster 2.837	194346*	59*
Kapilární metody Sada Technotrenn	750	150**
Drobný spotřební materiál (čistící sada, světla, lupy atd.)	N/A	35

* Životnost 5 let, kalibrace 1x ročně (38200Kč) průměrný počet použití 20x denně (330dní) na základě původní ceny 7568\$ a kurzu 25,68 (11.1.2016)

** Na základě počtu použití na referenční ploše je jednu sadu možno použít cca 5x

Tab. 4 Ceny zařízení a spotřebního materiálu

Ceny drobných položek, jakými jsou čisticí prostředky, světla, lupy atd., jsou uvedeny jako drobný spotřební materiál, kde se s jejich použitím počítá vždy kromě obecných vizuálních zkoušek **GVI**. V případě kapilárních metod je tento drobný spotřební materiál započítán přímo v ceně sady pro kapilární zkoušky. Personální náklady jsou určeny tak, že **NDT** specialisté provádí výhradně **NDT** zkoušky, a ostatní práce jako je montáž, demontáž částí draku, montážních otvorů atd. provádějí mechanici, kteří nemají školení pro **NDT**. Souhrn nákladů na inspekci spodní pásnice integrálního panelu (Případ 2) je uveden v Tab. 5.

Náklady na provedení prohlídky		
Metoda	Činnost	Náklady [Kč]
Obecná vizuální (GVI)	Náklady na zařízení/materiál	N/A
	Náklady na personál	31
	Cena prohlídky	31
Detailní vizuální (DET)	Náklady na zařízení/materiál	35
	Náklady na personál	62
	Cena prohlídky	97
Vířivé proudy (standardní sonda)	Náklady na zařízení/materiál	94
	Náklady na personál	161*
	Celkem	255
Kapilární metoda	Náklady na zařízení/materiál	150
	Náklady na personál	239**
	Celkem	389

* Personální náklady jsou složeny z nákladů na mechanika (0,167h) a **NDT** specialisty (0,5h)

** Personální náklady jsou složeny z nákladů na mechanika (0,583h) a **NDT** specialisty (0,5h).

Do ceny není zahrnut čas působení penetrantu a vývojky (2x15min).

Tab. 5 Náklady na inspekci spodní pásnice (Případ 2)

Komplexnost prohlídky

Komplexnosti prohlídky jsou hodnoceny celkové nároky na danou metodu z hlediska technického a personálního zabezpečení. Pro hodnocení je použita stupnice, kde je komplexita hodnocena **1= VELMI NÍZKÁ** až **5= VELMI VYSOKÁ**.

Hodnocení komplexity inspekčních metod				
Metoda	GVI	DET	Kapilární metody	Vířivé proudy
Komplexnost prohlídky	1	2	3	4

Tab. 6 Hodnocení komplexity inspekčních metod

Vliv velikosti kontrolované součásti

Posledním důležitým aspektem je možnost nebo vhodnost použití dané metody na různých velkých plochách nebo konstrukcích. Pro rozdělení velikostí konstrukce lze použít **faktor velikosti** z výpočtu velikosti detekovatelné trhliny pro vizuální prohlídky a stupnici, kde **1= VELMI VÝHODNÉ** až **5= VELMI NEVÝHODNÉ**.

Vhodnost inspekčních metod z hlediska velikosti kontrolované součásti				
Metoda	GVI	DET	Kapilární metody	Vířivé proudy
Velká plocha	3	3	1	5
Středně velká plocha/ Velká součást	2	2	1	3
Malá plocha/ středně velká součást	2	2	2	2
Malá součást	2	1	2	1

Tab. 7 Hodnocení inspekčních metod z hlediska velikosti kontrolovaných součástí

Tab. 8 obsahuje souhrn kritérií a variant pro inspekci pásnice (PŘÍPAD 2) zapsaného ve tvaru pro sestavení kritériální matice.

Kritéria a varianty inspekce spodního integrálního panelu (PŘÍPAD 2)					
Varianty	Kritéria				
	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti
GVI	31	500	10	1	2
DET	97	1033	20	2	2
Vířivé proudy	255	3750	40	4	3
Kapilární metody	389	2767	95	3	1

Tab. 8 Definice základního hodnocení variant pro inspekci integrálního panelu

Při řešení úloh vícekritériálního hodnocení variant je vhodné, aby všechna uvažovaná kritéria byla buď minimalizační nebo maximalizační. Z Tab. 8 je patrné, že všechna kritéria, kromě intervalu mezi prohlídkami jsou minimalizační. Kritérium „Interval mezi prohlídkami“ lze převést na minimalizační kritérium pomocí vztahu:

$$y_{2jmin} = y_{23} - y_{2j} \quad (10.1)$$

Po úpravě na minimalizační kritéria (Tab. 9) můžeme zapsat kritériální matici \mathbf{N}_{Min} .

Minimalizační kritéria a varianty inspekce spodního integrálního panelu (PŘÍPAD 2)					
Varianty	Kritéria				
	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti
GVI	31	3250	10	1	2
DET	97	2717	20	2	2
Vířivé proudy	255	0	40	4	3
Kapilární metody	389	983	95	3	1

Tab. 9 Definice základního hodnocení variant pro inspekci spodního integrálního panelu v minimalizační podobě

$$N_{\text{Min}} = \begin{pmatrix} 31 & 3250 & 10 & 1 & 2 \\ 97 & 2717 & 20 & 2 & 2 \\ 255 & 0 & 40 & 4 & 3 \\ 389 & 983 & 95 & 3 & 1 \end{pmatrix}$$

Některé metody např. TOPSIS vyžadují mít všechna kritéria v maximalizační podobě Tab. 10.

Maximalizační kritéria a varianty spodního integrálního panelu (PŘÍPAD 2)					
Varianty	Kritéria				
	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti
GVI	358	500	85	3	1
DET	292	1033	75	2	1
Vířivé proudy	134	3750	55	0	0
Kapilární metody	0	2767	0	1	2

Tab. 10 Definice základního hodnocení variant pro inspekci spodního integrálního panelu v maximalizační podobě

$$N_{\text{Max}} = \begin{pmatrix} 358 & 500 & 85 & 3 & 1 \\ 292 & 1033 & 75 & 2 & 1 \\ 134 & 3750 & 55 & 0 & 0 \\ 0 & 2767 & 0 & 1 & 2 \end{pmatrix}$$

D.5 Volba variant inspekční metody bez znalosti kritérií s kardinálním ohodnocením variant.

Prvním uvažovaným přístupem k výběru inspekční metody je výběr optimální metody bez znalosti preferencí hodnotitele. Tento přístup může být užitečný v počátečních fázích vývoje, kdy je sestaveno pořadí uvažovaných inspekčních metod na základě jejich parametrů, bez uvažování jakýchkoliv preferencí, či prahových hodnot.

V případě, že neznáme preference jednotlivých kritérií, bude všem kritériím přiřazena stejná váha. Dosazením do upravené rovnice (9.1) dostaneme normované váhy pro jednotlivá kritéria:

$$w_j = \frac{1}{n} = \frac{1}{5} = 0,2$$

Pro ohodnocení kritérií bude použita bodovací stupnice (kardinální ohodnocení variant) se škálou 0-100 bodů, přičemž 100 bodů je přiděleno kritériím s nejlepší hodnotou a 0 bodů je přiděleno kritériu s nejhorší hodnotou. Následným vynásobením bodového hodnocení váhami pro jednotlivá kritéria získáme výsledné bodové ohodnocení kritéria (v Tab. 11 hodnoty označené tučně). Výsledné hodnocení se získá sečtením výsledných bodů pro jednotlivé varianty, kde nejlepší varianta je varianta s nejvyšším součtem bodů.

Bodové hodnocení variant (Bez preference) - spodní integrální panel (PŘÍPAD 2)												
Varianty	Kritéria										Hodnocení	
	Náklady		Interval mezi prohlídkami		Doba prohlídky		Komplexnost inspekce		Vliv velikosti		Body	Pořadí
GVI	100	20	0	0	100	20	100	20	50	10	70	1.
DET	82	16,3	16	3,3	88	17,6	67	13,3	50	10	60,6	2.
Vířivé proudy	37	7,5	100	20	65	12,9	0	0	0	0	40,4	4.
Kapilární metody	0	0	70	14	0	0	33	6,7	100	20	40,6	3.
Váhy	0,2		0,2		0,2		0,2		0,2		1	

Tab. 11 Hodnocení variant pomocí bodového hodnocení bez znalosti preference kritérií

Z výsledků uvedených v Tab. 11 je patrné, že v případě, že nejsou známe preference kritérií nebo jsou všechna kritéria stejně důležitá, je nejvýhodnější použít Detailní vizuální prohlídku (DET).

D.6 Volba inspekce se znalostí aspiračních úrovní

Dalším přístupem k výběru nejvýhodnější metody je znalost aspiračních úrovní. Tento přístup může být vhodný v pokročilých fázích vývoje nového letounu nebo při modernizaci starších typů letadel. Metoda předpokládá prahové hodnoty, které musí analyzovaná varianta splnit, aby mohla být použita jako kompromisní. Nejdříve se tedy stanoví počáteční prahové hodnoty jednotlivých kritérií Tab. 12.

Počáteční aspirační úrovně kritérií					
Inspekční oblast	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti
Int. Panel (Případ 2)	100	400	30	2	2

Tab. 12 Počáteční aspirační úrovně

Je použita konjunktivní metoda. Varianta musí splnit všechny aspirační úrovně, aby mohla být vybrána jako kompromisní varianta. Dosazením do rovnice (9.8) určíme, zda daným kritériím vyhovují některé varianty.

Hodnocení jednotlivých kritérií pro počáteční aspirační úrovně (PŘÍPAD 2)										
Varianty	Kritéria									
	Náklady		Interval mezi prohlídkami		Doba prohlídky		Komplexnost inspekce		Vliv velikosti	
GVI	31≤100	✓	3250≤3250	✓	10≤30	✓	1≤2	✓	2≤2	✓
DET	97≤100	✓	2717≤3250	✓	20≤30	✓	2≤2	✓	1≤2	✓
Vířivé proudy	255≤100	✗	0≤3250	✓	40≤30	✗	4≤2	✗	1≤2	✓
Kapilární metody	389≤100	✗	983≤3250	✓	95≤30	✗	3≤2	✗	2≤2	✓

Tab. 13 Hodnocení variant pomocí aspiračních úrovní (počáteční aspirační úrovně)

Tab. 13 uvádí výsledky analýzy, kde je možné vyčíst, že obě vizuální metody splnily všechna kritéria. Nyní může být analýza ukončena nebo se můžou jednotlivá kritéria zpřísnit, do té doby, dokud nezůstane jen jedna použitelná varianta. Náklady na prohlídku a doba prohlídky byly v dalším kroku sníženy o 50%.

Upravené aspirační úrovně kritérií					
Inspekční oblast	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti
Int. Panel (Případ 2)	50	400 (3250)	15	2	2

Tab. 14 Upravené aspirační úrovně

Opětovným dosazením do rovnice (9.8) se určí, zda daným aspiračním úrovním vyhovuje některá z variant.

Hodnocení jednotlivých kritérií pro počáteční aspirační úroveň (PŘÍPAD 2)										
Varianty	Kritéria									
	Náklady		Interval mezi prohlídkami		Doba prohlídky		Komplexnost inspekce		Vliv velikosti	
GVI	31≤50	✓	3250≤3250	✓	10≤15	✓	1≤2	✓	2≤2	✓
DET	97≤50	✗	2717≤3250	✓	20≤15	✗	2≤2	✓	1≤2	✓
Vířivé proudy	255≤50	✗	0≤3250	✓	40≤15	✗	4≤2	✗	1≤2	✓
Kapilární metody	389≤60	✗	983≤3250	✓	95≤15	✗	3≤2	✗	2≤2	✓

Tab. 15 Hodnocení variant pomocí aspiračních úrovní (upravené aspirační úrovně)

Z Tab. 15 je patrné že v množině možných řešení je pouze jedna varianta (GVI).

D.7 Volba inspekčních metod se znalostí ordinálních informací o preferenci kritérií s kardinálním ohodnocením variant

Je uvažováno stejné pořadí kritérií jako v Případu 1: **Náklady**> **Interval mezi prohlídkami**> **Vliv velikosti**> **Doba prohlídky**> **Komplexnost inspekce**

Vypočtené váhy jsou uvedeny Tab. 16.

Váhy kritérií (Metoda pořadí) - spodní integrální panel (PŘÍPAD 2)					
	Kritéria				
	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti
Váhy	0,333	0,267	0,133	0,067	0,2

Tab. 16 Váhy kritérií (metoda pořadí)

Bodové hodnocení

Bodové ohodnocení a výsledné hodnocení a srovnání variant je uvedeno v Tab. 17.

Bodové hodnocení variant (Ordinální informace) - spodní integrální panel (PŘÍPAD 2)												
Varianty	Kritéria										Hodnocení	
	Náklady		Interval mezi prohlídkami		Doba prohlídky		Komplexnost inspekce		Vliv velikosti		Body	Pořadí
GVI	100	33,3	0	0	100	13,3	100	6,7	50	10	63,3	1.
DET	82	27,2	16	4,4	88	11,7	67	4,5	50	10	57,7	2.
Vířivé proudy	37	12,5	100	26,7	65	8,6	0	0	0	0	47,8	3.
Kapilární metody	0	0	70	18,6	0	0	33	2,2	100	20	40,9	4.
Váhy	0,333		0,267		0,133		0,067		0,2		1	

Tab. 17 Bodové hodnocení variant (Ordinální informace)

Nejlépe hodnocenou variantou inspekce je pro dané preference **prohlídka pomocí GVI**.

Metoda TOPSIS

Metoda TOPSIS pracuje jen s maximalizačním zadáním hodnot viz Tab. 65.

$$N_{\text{Max}} = \begin{pmatrix} 183 & 733 & 65 & 3 & 0 \\ 148 & 2400 & 60 & 2 & 1 \\ 61 & 10667 & 55 & 0 & 1 \\ 0 & 3900 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}$$

Vytvoří se normalizovaná kritériální matice $R=(r_{ij})$:

Normalizovaná kritériální matice R (PŘÍPAD 2)					
Varianty	Kritéria				
	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti
GVI	0,744	0,104	0,675	0,802	0,408
DET	0,607	0,215	0,595	0,535	0,408
Vířivé proudy	0,279	0,781	0,437	0,000	0,000
Kapilární metody	0,000	0,577	0,000	0,267	0,816

Tab. 18 Normalizovaná kritériální matice R

Matice **R** je převedena na normalizovanou kritériální matici **Z**

Normalizovaná kritériální matice Z (PŘÍPAD 2)					
Varianty	Kritéria				
	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti
GVI	0,248	0,028	0,090	0,054	0,082
DET	0,202	0,057	0,079	0,036	0,082
Vířivé proudy	0,093	0,209	0,058	0,000	0,000
Kapilární metody	0,000	0,154	0,000	0,018	0,163
h_j	0,248	0,209	0,090	0,054	0,163
d_j	0,000	0,028	0,000	0,000	0,000

Tab. 19 Normalizovaná kritériální matice Z

Je vypočítána vzdálenost od ideální varianty, vzdálenost od bazální varianty a relativní ukazatel od bazální varianty.

Hodnocení variant - metoda TOPSIS (PŘÍPAD 2)				
Varianty	Hodnocení variant			
	Vzdálenost od ideální varianty d^+	Vzdálenost od bazální varianty d^-	Relativní ukazatel vzdálenosti variant c_i	Pořadí variant
GVI	0,198	0,281	0,586	1
DET	0,179	0,237	0,569	2
Vířivé proudy	0,234	0,211	0,475	3
Kapilární metody	0,272	0,207	0,433	4

Tab. 20 Hodnocení variant – metoda TOPSIS

V Tab. 21 jsou uvedeny výsledky stejného případu vypočítaného pomocí skriptu MCAKosa2000a.

Alternatives order		
	TOPSIS method	
	Distance from nadir (relative index)	Order
Alt 1	0,586272297	1
Alt 2	0,569286663	2
Alt 3	0,47490782	3
Alt 4	0,432669778	4

Tab. 21 Výpočet Hodnocení variant pomocí skriptu MCAKosa2000a (TOPSIS)

Metoda Bazické varianty

Jedná se o metodu, která vyhledává variantu, která dosahuje nejlepších výsledků či předem stanovených hodnot z hlediska všech kritérií.

Pro výpočet budou jako bazické varianty uvažovány nejlepší hodnoty každého kritéria.

Pro výpočet budou použity původní neupravená data jednotlivých variant.

výpočet budou použity původní neupravená data jednotlivých variant.

Kritéria a varianty inspekce spodní integrální panel (PŘÍPAD 2)					
Varianty	Kritéria				
	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti
GVI	31	500	10	1	2
DET	97	1033	20	2	2
Vířivé proudy	255	3750	40	4	3
Kapilární metody	389	2767	95	3	1

Tab. 23 Definice základního hodnocení variant pro inspekci integrálního panelu

Hodnocení variant – Metoda bazické varianty (PŘÍPAD 2)							
Varianty	Kritéria					Hodnocení	
	Náklady	Interval mezi prohlídkami	Doba prohlídky	Komplexnost inspekce	Vliv velikosti	A_i	Pořadí
GVI	1,00	0,13	1,00	1,00	0,50	0,67	1.
DET	0,32	0,28	0,50	0,50	0,50	0,38	4.
Vířivé proudy	0,12	1,00	0,25	0,25	0,33	0,42	3.
Kapilární metody	0,08	0,74	0,11	0,33	1,00	0,46	2.
Váhy	0,333	0,267	0,133	0,067	0,2	1	

Tab. 24 Hodnocení variant – metoda bazické varianty

D.8 Srovnání jednotlivých metod

V předchozích podkapitolách byl proveden výběr ideální varianty pomocí vícekritériálního hodnocení variant. Srovnání výsledků výběru variant je uvedeno v Tab. 25. Z výsledků je patrné, že nejlépe pro danou část vychází prohlídka pomocí **obecných vizuálních metod GVI**.

Porovnání výběru kompromisní varianty pomocí různých metod VHV (PŘÍPAD 2)					
Varianty	Metoda rozhodování				
	Bez preference	Aspirační úrovně	Ordinální informace o kritériích		
	Bodové hodnocení	Konjunktivní metoda	Bodové ohodnocení	Metoda TOPSIS	Bazické varianty
GVI	1	1	1	1	1
DET	2	X	2	2	4
Vířivé proudy	4	X	3	3	3
Kapilární metody	3	X	4	4	2

Tab. 25 Porovnání výběru kompromisní varianty pomocí různých metod VHV

D.9 Stanovení úkolů údržby (FD)

V Tab. 26 jsou uvedeny varianty inspekce pomocí **GVI**.

Návrh inspekce na základě MSG-3 analýzy pro FD			
Varianta prohlídky	Úkol	MSI Sestava/Prvek	
		Případ 2 (Spodní integrální panel)	
		Integrální panel	
		Značení	Interval
V1	GVI	A	400

Tab. 26 Návrh inspekce dle **FD** analýzy

GVI prohlídka bude provedena při každé prohlídce úrovně údržby **A**. Počáteční práh prohlídek spodního integrálního panelu křídla, byl předběžně stanoven na hodnotu 15000 hodin, avšak v takovém případě by byla nutná jedna speciální prohlídka. Proto byl počáteční práh prohlídek posunut na **14800 letových hodin**. Tato hodnota koresponduje s navrhovanou údržbou úrovně **A**.

Nyní zbývá dle **MSG-3** analýzy určit případné speciální prohlídky pro náhodné poškození (**AD**) a poškození od prostředí (**ED**).

D.10 Určení požadovaných úkolů inspekce pro ED/AD

Vzhledem k tomu, že analyzovaná část konstrukce již byla analyzována na poškození **ED/AD**, v podkapitole 10.4 je uveden jen souhrn výsledků **ED/AD** údržby pro spodní integrální panel.

Pozn.: Vzhledem k tomu, že se v této práci vychází z únavových analýz pro hodnocení drobných **AD** poškození, tak se výsledky pro **GVI** předletovou prohlídku liší (Tab. 44 (Hlavní dokument) a Tab. 1 (Příloha D)), to je způsobeno tím, že v Tab. 1 se uvažuje nejdříve s úplným porušením podélníku. **Tento způsob poškození konstrukce je pro drobné náhodné poškození (AD) z obvyklých zdrojů extrémně nepravděpodobný.**

Přehled úkolů inspekce AD/ED

Návrh inspekce pro AD/ED			
Úroveň údržby	Úkol	MSI Sestava/Prvek	
		(Spodní pásnice-Spodní integrální panel)	
		Integrální panel	
		Interval – Vnější plochy	Interval – Vnitřní plochy
P	Vizuální kontrola (GVI)	Předletová kontrola	-
A	Vizuální kontrola (GVI)	400 hodin	-
D	Vizuální kontrola (DET)	3200 hodin nebo každých 5 let	3200 hodin nebo každých 5 let

Tab. 27 Návrh inspekce pro AD/ED

Konsolidované úkoly a intervaly údržby

Konsolidované úkoly údržby jsou uvedeny v podkapitole 10.6 v hlavní části dizertační práce.

Příloha E – Konsolidované úkoly údržby pro pravé křídlo

Konsolidované úkoly údržby				
Označení dílu (P/N):	57-00-R-Wing	Systém: 57 Subsystém: 00 Dodavatel: N/A Kontakt: N/A		KŘÍDLO Obecné
Název dílu: Popis:	Pravé křídlo			
Materiál	N/A			
Přiřazené úkoly údržby				
Označení úkolu údržby:	57-30-GVI-600	Zóna:	600	
Název úkolu údržby:	Vizuální prohlídka pravého křídla	Klasifikace úkolu údržby:	Inspekce	
		Úkol může provádět: NDT Spec./Mechanik/Posádka	✓/✓/X	
Popis: Proveďte vizuální prohlídku GVI vnějších částí konstrukce, zaměřenou na stav ochranných nátěrů, korozi a poškození konstrukce. Předpokládaná velikost poškození: L _{DET} ≥ 87,5mm Poznámky:		Úroveň údržby	Interval	Poznámka
		A	400 h	-

Tab. 1 Konsolidované úkoly údržby (Pravé křídlo)

Konsolidované úkoly údržby				
Označení dílu (P/N):	57-30-R- Main_Int_Panel	Systém: 57 Subsystém: 30 Dodavatel: N/A Kontakt: N/A	KŘÍDLO Potah	
Název dílu: Popis:	Integrovaný panel spodní (Pravý) Část primární konstrukce křídla, skládající se ze zesílení (stringery) a potahu.			
Materiál	7475-T351			
Označení úkolu údržby:	57-10-DET-621	Zóna:	621	
Název úkolu údržby:	Detailní vizuální prohlídka zóny 621	Klasifikace úkolu údržby:		Inspection
		Úkol může provádět: NDT Spec./Mechanik/Posádka		✓/✓/×
Popis: Proveďte vizuální prohlídku DET vnějších i vnitřních částí konstrukce zaměřenou na stav ochranných nátěrů, korozi a poškození konstrukce. Předpokládaná velikost poškození: $L_{DET} \geq 24,25\text{mm}$ Poznámky:		Úroveň údržby	Interval	Poznámka
		D	3200 h	Více jak 3200 let. hodin během 5 let.
		D	5 let	Méně než 3200 let. hodin během 5 let.

Tab. 2 Konsolidované úkoly údržby (Pravé křídlo – Integrovaný panel)

Konsolidované úkoly údržby				
Označení dílu (P/N):	57-10-R-Main_Spare	Systém: 57 Subsystém: 10		KŘÍDLO Hlavní
Název dílu: Popis:	Spodní pásnice (Levá) Část primární konstrukce křídla, součást hlavního nosníku křídla.	Dodavatel: N/A Kontakt: N/A		
Materiál	Aluminium 2124-T851			
Přiřazené úkoly údržby				
Označení úkolu údržby:	57-10-NDT-ED-611	Zóna:	611	
Název úkolu údržby:	NDT prohlídka spodní pásnice křídla v zóně 611	Klasifikace úkolu údržby:	Inspection	
		Úkol může provádět: NDT Spec./Mechanik/Posádka	✓/X/X	
Popis: Provedte prohlídku spodní pásnice pomocí vířivých proudů v okolí všech nýtových spojů mezi žebrem 103P-104P, zaměřenou na detekci únavových trhlin šířících se od nýtových spojů. Předpokládaná velikost poškození: L _{DET} ≥ 2,54mm Poznámky: K provedení prohlídky lze použít šablonu nýtových spojů mezi žebrem 103P-104P.		Úroveň údržby	Interval	Poznámka
		2D	6400 h	První prohlídka po 12800 letových hodinách
Označení úkolu údržby:	57-10-DET-611	Zóna:	611	
Název úkolu údržby:	Detailní vizuální prohlídka zóny 611	Klasifikace úkolu údržby:	Inspection	
		Úkol může provádět: NDT Spec./Mechanik/Posádka	✓/✓/X	
Popis: Provedte vizuální prohlídku DET vnějších i vnitřních částí konstrukce zaměřenou na stav ochranných nátěrů, korozi a poškození konstrukce. Předpokládaná velikost poškození: L _{DET} ≥ 14,5mm Poznámky:		Úroveň údržby	Interval	Poznámka
		D	3200 h	Více jak 3200 let. hodin během 5 let.
		D	5 let	Méně než 3200 let. hodin během 5 let.

Tab. 3 Konsolidované úkoly údržby (Pravé křídlo – Pásnice)